



# **PROJETO DE GRADUAÇÃO**

## **Projeto conceitual de um aerofólio adaptativo baseado em SMA**

Por,  
**Rodrigo Carneiro Bicalho**

**Brasília, 26 de Junho de 2015**

**UNIVERSIDADE DE BRASILIA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECANICA**

UNIVERSIDADE DE BRASILIA  
Faculdade de Tecnologia  
Departamento de Engenharia Mecânica

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
Faculdade de Tecnologia  
Departamento de Engenharia Mecânica

## PROJETO DE GRADUAÇÃO

# Projeto conceitual de um aerofólio adaptativo baseado em SMA

Por,

**Rodrigo Carneiro Bicalho**

Relatório submetido como requisito parcial para obtenção  
do grau de Engenheiro Mecânico.

### **Banca Examinadora**

Prof. Edson Paulo da Silva (Orientador)

---

Prof. Roberto Francisco Bobenrieth Miserda  
(Coorientador)

---

Prof. Dianne Magalhães Viana

---

Prof. Rafael Gabler Gontijo

---

Brasília, 26 de Junho de 2015

---

## RESUMO

Sistemas inteligentes capazes de se adaptar para melhor desempenhar suas funções vem sendo amplamente investigados para aplicações aeronáuticas. Neste contexto, as SMAs vem sendo fortemente investigados devido a sua grande versatilidade e poder de atuação. O presente projeto propõe um conceito de aerofólio adaptativo atuado por SMA. Definiu-se as propriedades básicas do projeto, assim como se realizaram simulações preliminares para determinar o comportamento aerodinâmico do aerofólio em suas diversas configurações, com o intuito de construir e testar um protótipo.

---

## **ABSTRACT**

Smart systems that can adapt to better fulfill its functions have been extensively investigated for aeronautical applications. In this context, SMA have been strongly investigated due to its great versatility and actuation power. The present project propound a concept for an adaptive airfoil using SMA as the actuator. The basic properties of the project were defined and preliminary simulations were used to determine the aerodynamic behavior of the airfoil in its several configurations, with the objective of building and testing a prototype.

# SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>1</b>
1.1 CONTEXTO E MOTIVAÇÃO .....	1
1.2 OBJETIVO.....	1
1.3 METODOLOGIA.....	1
1.4 ESTRUTURA DO TRABALHO .....	2
<b>2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>3</b>
2.1 LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA .....	3
2.1.1 HISTORICO. ....	3
2.1.2 COMPORTAMENTO TERMOMECÂNICO DA SMA. ....	4
2.1.3 VANTAGENS E DESAFIOS. ....	6
2.1.4 APLICAÇÕES. ....	8
2.2 AERODINÂMICA .....	12
2.2.1 FORÇAS AERODINÂMICAS.....	12
2.2.2 AERONAVES E SEUS COMPONENTES. ....	13
2.2.3 AEROFÓLIO. ....	14
2.2.4 COEFICIENTES ADIMENSIONAIS.....	15
2.3 AEROFÓLIOS ADAPTATIVOS .....	16
2.3.1 VARIAÇÃO DA GEOMETRIA DE AERÓFOLIOS COM SMA. ....	17
<b>3 PROJETO CONCEITUAL E SIMULAÇÃO .....</b>	<b>25</b>
3.1 PROJETO CONCEITUAL.....	25
3.2 SIMULAÇÃO E ANÁLISE DE DADOS PRELIMINARES.....	27
3.2.1 VALIDAÇÃO.....	30
3.2.2 SIMULAÇÃO. ....	32
3.2.3 RESULTADO E ANÁLISE DE DADOS. ....	33
<b>4 PROTÓTIPOS E TESTES.....</b>	<b>36</b>
4.1 PROTÓTIPO 1.....	36
4.1.1 PROJETO.....	36
4.1.2 MATERIAIS.....	36
4.1.3 MONTAGEM.....	40
4.1.4 TESTES.....	40
4.1.5 RESULTADOS. ....	42
4.2 PROTÓTIPO 2.....	44
4.2.1 PROJETO.....	45
4.2.2 MATERIAIS.....	46
<b>5 CONCLUSÃO .....</b>	<b>49</b>
<b>6 PROPOSTAS FUTURAS .....</b>	<b>50</b>
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>51</b>

# LISTA DE SÍMBOLOS

## Símbolos Latinos

$A$	Austenita
$M^t$	Martensita maclada
$M^d$	Martensita demaclada
$M_s$	Temperatura de início da fase martensítica
$M_f$	Temperatura de fim da fase martensítica
$A_s$	Temperatura de início da fase austenítica
$A_f$	Temperatura de fim da fase austenítica
$V_s$	Velocidade do som
$T$	Temperatura
$L$	Sustentação
$D$	Arrasto
$M$	Momento
$S$	Área de referencia
$c$	Corda

## Símbolos Gregos

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\rho$	Densidade
$\mu$	Viscosidade

## Grupos Adimensionais

$Mach$	Número de Mach
$Re$	Número de Reynolds
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_{Lmax}$	Coeficiente máximo de sustentação
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$C_M$	Coeficiente de momento

## Siglas

VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
SMA	Shape Memory Alloy
SME	Shape Memory Effect
SE	Super Elasticity

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 CONTEXTO E MOTIVAÇÃO

A eficiência em voo de aeronaves é um dos focos das pesquisas na área de aeronáutica. Isso se deve aos gastos com combustível que, além de representar custos significativos, ainda ocupam parte da carga total das aeronaves. Estudos realizados pela NASA mostram que custos com combustível podem chegar a 50% das despesas totais de companhias aéreas que utilizam aviões modernos em voos de longa distância, e uma redução de 3% no consumo de combustível pode significar uma economia anual de 300000 dólares por aeronave (GILYARD et al, 1999). Ganhos de eficiência não são limitados apenas a aeronaves comerciais, mesmo VANTs (Veículo Aéreos não Tripulados) ou aviões de combate podem ter os seus alcances ou tempo de voo aumentados, permitindo uma maior diversidade de missões possíveis. Com isso em mente, variações na geometria da asa visando melhorias aerodinâmicas vêm sendo apresentadas como uma opção.

Nesse sentido, vários métodos vêm sendo investigados e aplicados. Atuadores convencionais com motores elétricos e hidráulicos já são comumente utilizados em superfícies de controle de aeronaves, mas seu peso e volume dificultam uma utilização mais ampla e em variações mais complexas de geometria. Visando superar estes obstáculos, vem sendo estudado e testado a aplicação de SMAs (Shape Memory Alloys, ou Ligas de Memória de Forma) para projeto de asas inteligentes que possam variar sua geometria de forma a obter melhores resultados aerodinâmicos nas diferentes fases de voo (KUDVA, 2004). Essas variações de geometria utilizando SMA e outras técnicas inovadoras são bem abordadas nas pesquisas de Sofla (2010), onde foram reunidos os últimos avanços nessa área. SMAs se encaixam muito bem na necessidade de atuadores em aeronaves, uma vez que podem ser projetados para ocupar um volume mínimo e podem realizar grandes esforços com pequenos cursos.

Inicialmente essas pesquisas vêm focando na utilização de variação de geometria em pequenos VANTs (menos de 150kgs) devido ao mercado promissor e a facilidade de testar novas tecnologias em aeronaves pequenas, com custos construtivos menores e não tripuladas.

## 1.2 OBJETIVO

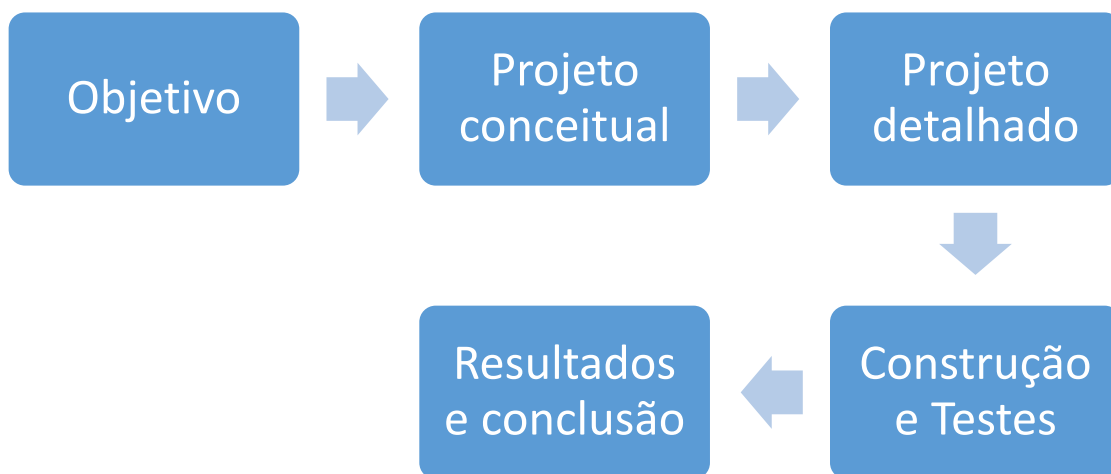
Conceber, projetar e testar um aerofólio adaptativo baseado em atuador com memória de forma.

## 1.3 METODOLOGIA

A partir do objetivo determinou-se as características gerais necessárias para o projeto, tais como perfil que será utilizado como base, forma de atuação e conceituação do mecanismo, parte esta denominada de projeto conceitual. A partir deste conceito, é determinado as características específicas do projeto, com o objetivo de se conceber um protótipo que possa ser construído para testes. Nesta fase de detalhamento de projeto são determinados materiais utilizados e métodos de construção e montagem. Posteriormente, é realizada a construção de um protótipo seguindo o projeto detalhado e são realizados

testes para avaliar as propriedades e funcionamento das soluções de projeto descritas no projeto detalhado.

Caso em algum ponto encontre-se algum obstáculo intransponível, retorna-se ao passo anterior e, com os conhecimentos adquiridos na falha, procura-se uma solução que possa dar continuidade ao processo de projeto.



**Figura 1: Diagrama da metodologia de projeto.**

## **1.4 ESTRUTURA DO TRABALHO**

O trabalho é dividido em 6 capítulos. O capítulo 2 trata da revisão bibliográfica dos assuntos abordados: liga de memória de forma e aerodinâmica. O presente estado da arte de perfis adaptativos atuados por liga de memória de forma também é abordado neste capítulo. O capítulo 3 apresenta o projeto conceitual, onde é definido o modelo de variação de geometria a ser utilizado, assim como a escolha previa de alguns materiais e do conceito do corpo de prova que será simulado no túnel de vento. Ainda no capítulo 3 apresenta-se uma simulação inicial, com o objetivo de prever tendências do comportamento aerodinâmico dos perfis modificados e determinar seus carregamentos. O capítulo 4 apresenta os protótipos e seus resultados ou resultados esperados. O capítulo 5 é a conclusão do trabalho, e o capítulo 6 apresenta propostas para futuros trabalhos.



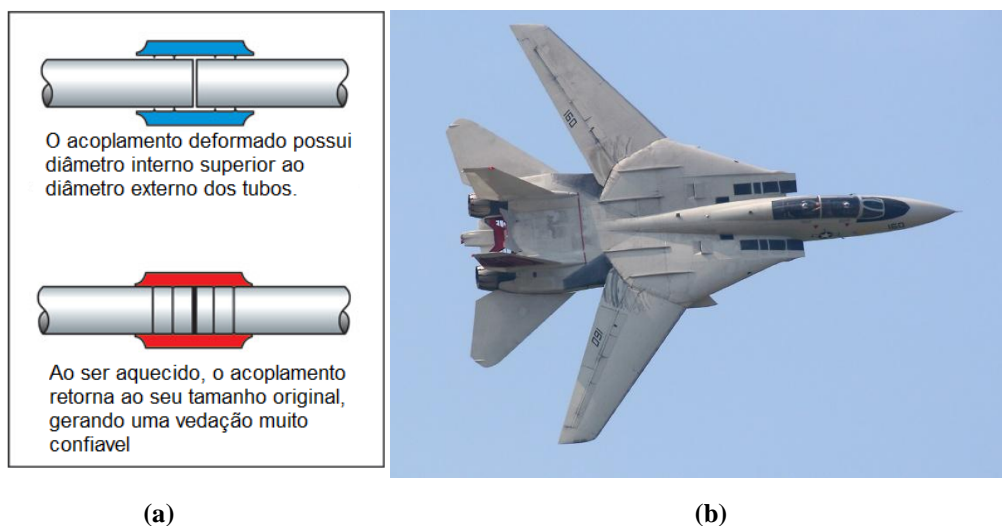
## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA

As ligas de memória de forma são ligas metálicas que possuem propriedades bastante particulares, sendo capazes de, uma vez deformadas, retornar à sua forma original através de aquecimento ou outros estímulos externos, como um campo magnético. Isso ocorre devido a um processo de memorização associado a mudança de fase das estruturas cristalinas (JANI et al, 2014).

#### 2.1.1 HISTÓRICO

O efeito de memória de forma foi observado pela primeira vez em 1932 por Arne Olander e o termo “shape-memory” foi utilizado pela primeira vez em 1941 por Vernom. Entretanto, suas propriedades só vieram a ser mais bem estudadas em 1962 pela equipe de Willian Buehler, com o descobrimento do efeito de memória de forma nas ligas de níquel-titânio. O nome nitinol, comumente utilizado para se referir às ligas NiTi, vem da contração da abreviação dos elementos com a abreviação do laboratório onde foi estudado (“Naval Ordnance Laboratory”)(JANI et al, 2014). Inicialmente, os estudos realizados principalmente nos Estados Unidos e na Holanda não resultaram em aplicações práticas, mas em 1970 a empresa *Raychem Corporation* desenvolveu produtos voltados para o mercado de alta tecnologia utilizando SMA. Um de seus produtos, “CryoFit Coupling”, foi utilizado para vedar as tubulações hidráulicas do F-14 (fig. 2), aeronave de combate norte americana (YAMAUCHI et al 2011).

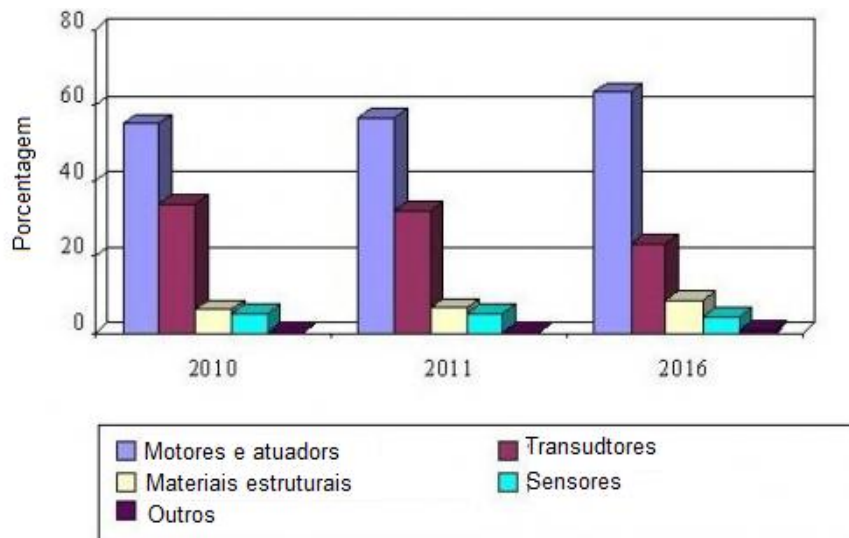


**Figura 2: (a) funcionamento do “Cryofit Coupling”. (b) Caça F-14 (JANI et al, 2014).**

Em meados dos anos 70, com o eminente fim da patente norte americana sobre a manufatura e aplicação das SMAs (YAMAUCHI et al, 2011), as pesquisas na área avançaram bastante em escala mundial e diversas aplicações, utilizando principalmente a liga NiTi, foram sendo desenvolvidas em vários campos de pesquisa. Nesse período, as propriedades e o comportamento dessas ligas foram

minunciosamente estudados e o efeito de super-elasticidade (SE), foi também descoberto (YAMAUCHI et al, 2011).

Hoje em dia, as SMAs são utilizadas nas mais diversas áreas de conhecimento, como por exemplo: biomedicina, aeroespacial, aeronáutica, automotiva, atuadores diversos e sistemas microeletrônicos e inúmeras pesquisas vem sendo desenvolvidas para ampliar suas aplicações. Uma pesquisa de mercado realizada em 2010 mostra que o mercado de “smart materials”, onde as ligas de memoria de forma se encontram, movimentou mais de \$19 bilhões e a previsão é que para 2016 esse valor chegue em \$40 bilhões. Nesse mercado, atuadores são a principal utilização, ocupando mais de 50% do mercado total de “smart materials” como mostrado na figura 3 (McWillians, 2011).



**Figura 3: Participação no mercado das diferentes aplicações de materiais inteligentes (McWillians, 2011).**

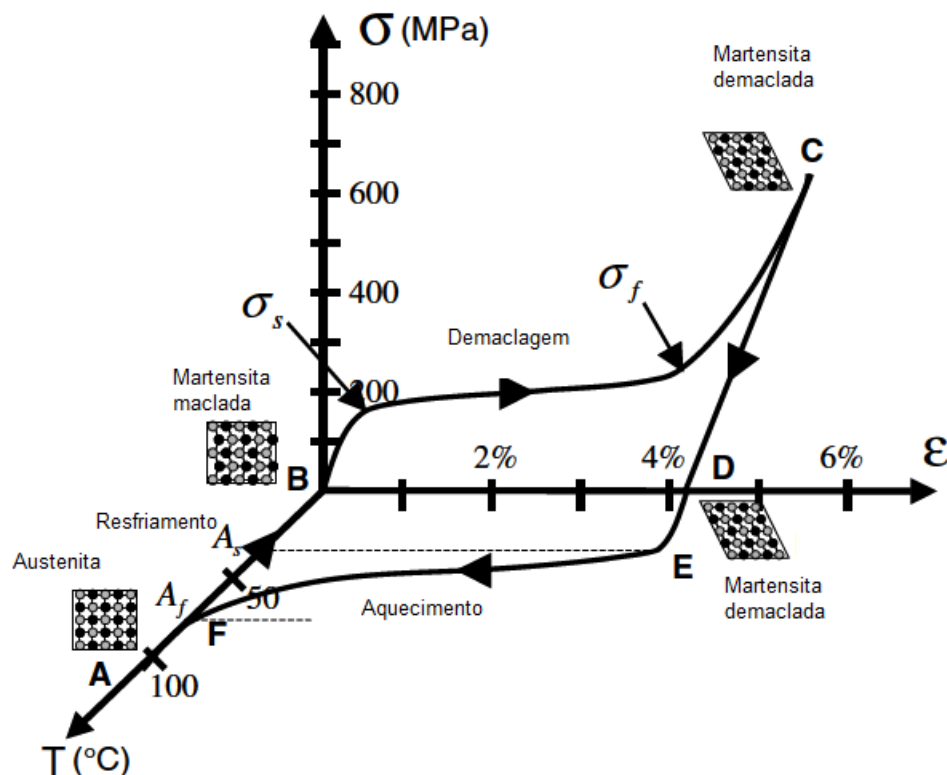
## 2.1.2 COMPORTAMENTO TERMOMECÂNICO DA SMA

Ligas com memoria de forma apresentam o efeito de retornar a sua forma original devido a transformação martensítica, sendo essa “sem difusão”, ou seja, não ocorre difusão entre os átomos na estrutura cristalina (LAGOUDAS, 2008).

Todo o processo de transformação ocorre entre duas fases do material, com duas estruturas cristalinas distintas. Uma é a fase de alta temperatura: austenita (A), a outra é a fase de baixa temperatura: martensita (M). Ainda na fase martensítica, os cristais podem possuir orientações diferentes, caracterizando diferentes variantes. Existem duas combinações de variantes possíveis para a martensita: o martensita maclada ( $M^t$ ), onde varias variantes diferentes coexistem e o martensita demaclada ( $M^d$ ), onde apenas uma variante especifica é dominante sobre as outras (LAGOUDAS, 2008). São então criticas para o processo as temperaturas onde se inicia ( $M_s$  e  $A_s$ ) e onde se completam ( $M_f$  e  $A_f$ ) a formação das fases mencionadas.

Para que ocorra o efeito de memória de forma é necessário aplicar uma carga sobre o material em uma temperatura inferior à  $M_f$ , forçando uma reorientação das variantes martensíticas. Isso faz com que o material passe de  $M^t$  para  $M^d$  e sofre uma deformação quasiplástica. Uma vez deformado, o material pode retornar a sua forma original ao ser aquecido a uma temperatura superior a  $A_s$ , passando completamente para fase austenita e retornando à geometria original. Após resfriar e livre das tensões, o material retorna à fase  $M^t$ , mantendo sua geometria original.

Sendo assim, a modificação de geometria ocorre com o aquecimento e a formação da fase austenítica. Vale ressaltar que, inicialmente, com a redução de temperatura não é observada nenhuma variação de geometria. O processo pode ser observado na figura 4.



**Figura 4: Funcionamento das ligas de memória de forma (LAGOUDAS, 2008).**

O processo pode ainda ser classificado de duas formas, representados na figura 5.

- *One-way shape memory effect*:  
É o processo exatamente como descrito anteriormente. Após o aquecimento o material retorna a sua forma original e, caso se deseje recomençar o ciclo, é necessário novamente gerar um carregamento sobre o material para que ele possa sair de  $M^t$  para  $M^d$ . É o processo mais comumente explorado.
- *Two-way shape memory effect* ou efeito de memória de forma reversível:  
Através desse processo, o material pode “lembrar” sua forma tanto no aquecimento como no resfriamento. Sendo assim, não é necessário aplicar uma carga para que ele retorne à geometria deformada, basta resfriar o material. Esse processo requer um complexo “treinamento” do

material e, normalmente, produz uma recuperação inferior às observadas no “one-way”, o que o torna menos utilizado.

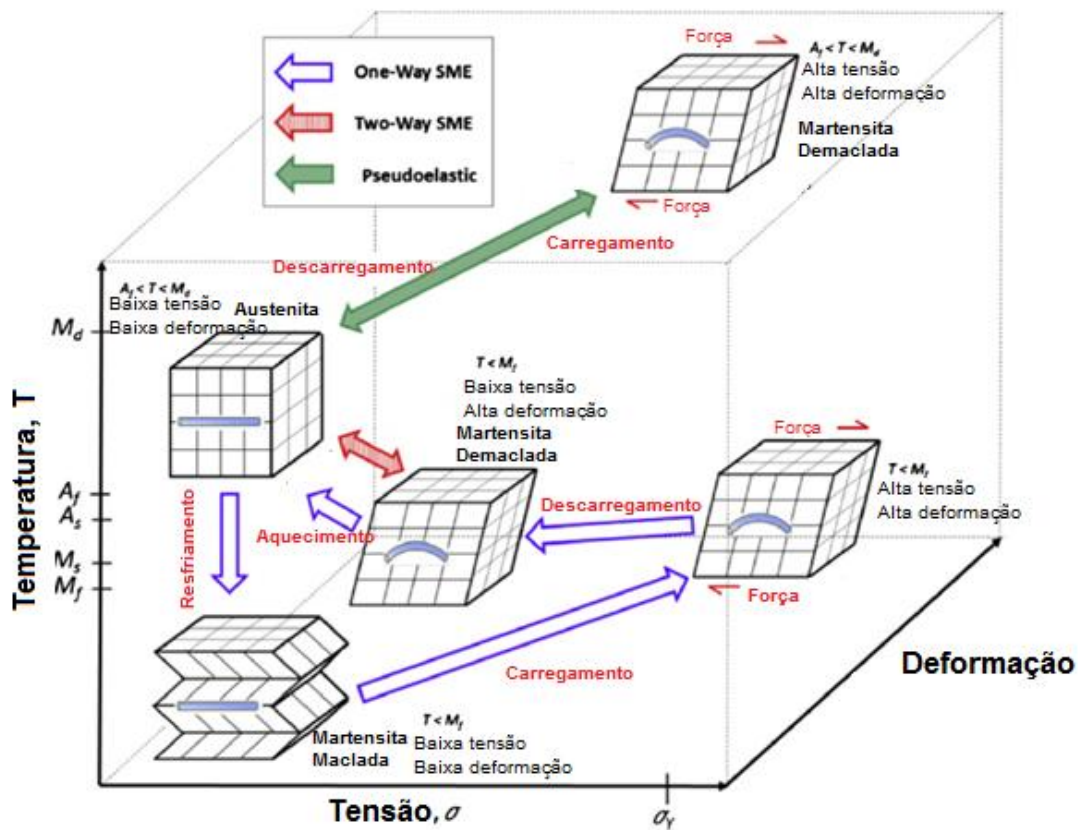


Figura 5: Funcionamento one-way e two-way (JANI et al, 2014).

### 2.1.3 VANTAGENS E DESAFIOS

As SMA possuem inúmeras características que garantem vantagem sobre outros materiais em diversas áreas. Suas propriedades quando usadas em atuadores apresentam uma excelente oportunidade de substituir atuadores elétricos, pneumáticos e hidráulicos em diversas situações.

Pode-se citar como vantagens:

- **Simplicidade mecânica:** Atuadores que utilizam SMA possuem muito menos componentes que seus semelhantes elétricos, pneumáticos ou hidráulicos. Isso garante montagens mais simples, menos manutenção e volume e peso reduzidos.
- **Capacidade de reagir a estímulos externos:** Como não é necessária uma grande variação de temperatura para que ocorra o efeito de memória de forma, é possível que o mesmo seja ativado por estímulos externos (como a variação de temperatura de um fluido ao redor da SMA), permitindo uma atuação reativa sem necessidade de sensores. Inclusive, em algumas aplicações, os próprios atuadores de SMA são utilizados também como sensores de temperatura.
- **Grande densidade de trabalho (*Trabalho/Volume*):** Atuadores com liga de NiTi são capazes de realizar uma quantidade de trabalho por volume muito maior que outros atuadores. Quando

comparados com atuadores elétricos, eles possuem densidade de trabalho 25 vezes maior, como mostrado na tabela 1. Isso significa que para realizar um mesmo trabalho, um atuador de NiTi pode ser 25 vezes menor que um atuador elétrico.

- Biocompatibilidade: A liga de NiTi possui uma excelente biocompatibilidade, não sendo rejeitada pelo organismo humano. Isso permite inúmeras aplicações na área de biomedicina.
- Isolamento de vibrações e amortecimento: As propriedades observadas na pseudo-elasticidade permitem que SMAs atuem como amortecedores e isoladores de vibração.

**Tabela 1: Propriedades de diferentes atuadores (JANI, 2014).**

<b>Tipo de atuador</b>	<b>Tensão (Mpa)</b>	<b>Deformação(%)</b>	<b>Eficiência (%)</b>	<b>Frequência (Hz)</b>	<b>Trabalho por Volume (J/cm<sup>3</sup>)</b>	<b>Potência por volume (W/cm<sup>3</sup>)</b>
<b>NiTi SMA</b>	200	10	3	3	10	30
<b>Piezoceramic</b>	35	0.2	50	5000	0.035	175
<b>Piezoeletric de cristal único</b>	300	1.7	90	5800	2.55	15000
<b>Musculo Humano</b>	0.007-0.8	1-100	35	2-173	0.035	0.35
<b>Hidráulico</b>	20	50	80	4	5	20
<b>Pneumático</b>	0.7	50	90	20	0.175	3.5

Apesar das vantagens presentes no uso de SMAs, existem também alguns desafios em sua utilização relacionados a limitações do material. Muitos desses desafios vêm sendo estudados para serem superados.

Pode-se citar como desafios:

- Baixa frequência: Devido a dificuldades na transferência de calor para a liga, essa muitas vezes apresenta um tempo de resposta a estímulos lentos, o que resulta em baixa frequência de movimentos, como pode ser observado na tabela 1. Para o aquecimento do material, essa demora no tempo de resposta pode ser reduzida utilizando-se efeito Joule para aquecer a liga. O maior desafio se encontra no resfriamento, onde a retirada de calor é limitada pelos efeitos de convecção e condução. Técnicas utilizando processos ativos de resfriamento como escoamentos forçados de ar ou fluido são utilizados para reduzir esse tempo de resposta. Outra técnica que pode ser utilizada é procurar geometrias com melhores razões  $\text{Área}/\text{Volume}$ , facilitando a troca de calor.
- Baixa controlabilidade: Por não apresentar uma relação de atuação linear com a variação de temperatura, SMAs possuem uma controlabilidade mais complexa do que outros sistemas. Tal dificuldade pode ser contornada utilizando controladores mais complexos, que sejam projetados

para trabalhar neste regime não linear. Essa baixa controlabilidade muitas vezes resulta em atuações com baixa precisão.

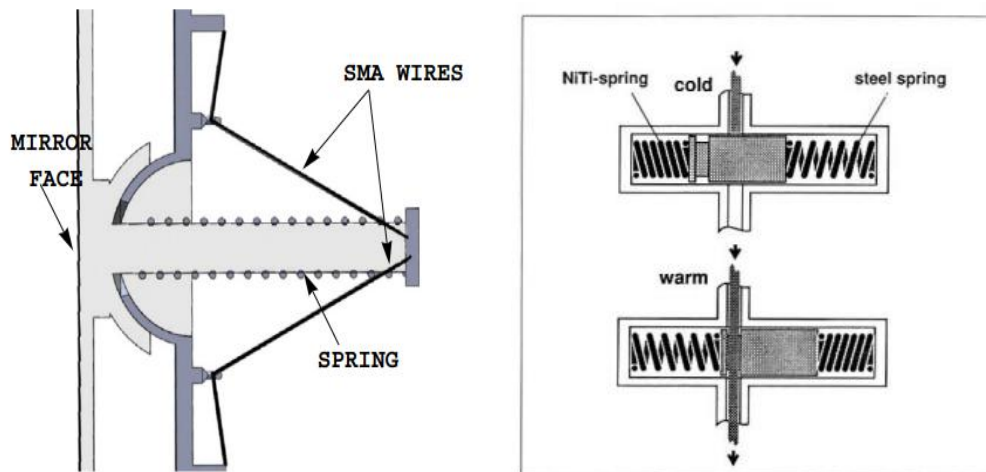
- **Baixa eficiência energética:** Pode-se observar pela tabela 1 que a atuadores que utilizam SMAs possuem uma baixa eficiência energética. Essa eficiência gira em torno de 10%, podendo chegar a 1% em aplicações práticas. Isso limita sua aplicação a situações onde não exista necessidade de alta eficiência energética, ou que suas outras propriedades compensem essa baixa eficiência.
- **Durabilidade e confiabilidade:** Muitos fatores interferem na durabilidade das SMAs. Trabalhar em condições além das ideias de temperatura e tensão pode fazer com que o material se torne mais “mole” com o tempo, perdendo sua capacidade de se regenerar e diminuindo sua atuação. É necessário então um controle rígido das tensões e temperaturas de atuação que pode ser feito através de sensores.

#### 2.1.4 APLICAÇÕES

Devido ao conjunto de propriedades únicas das SMAs, elas vêm sendo estudadas e em alguns casos já usadas como soluções tecnológicas em diferentes áreas do conhecimento, principalmente na substituição de atuadores convencionais por atuadores utilizando SMAs.

- **Aplicações automotivas:**

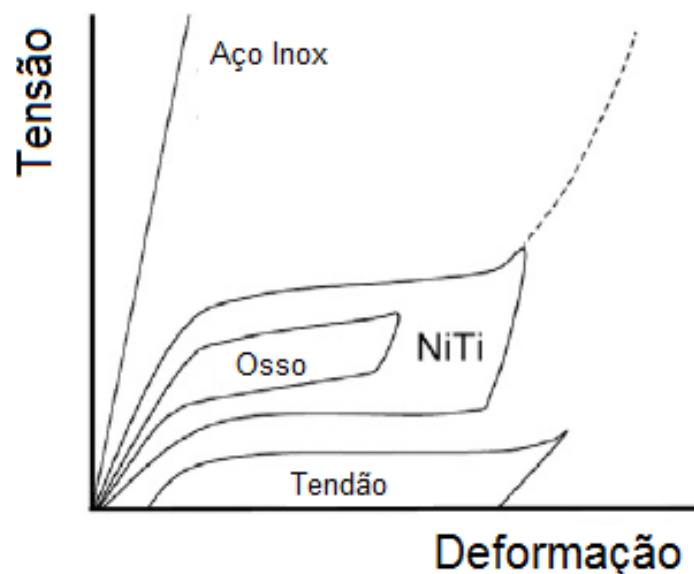
Existem inúmeras aplicações dentro da área automotiva, principalmente pela grande quantidade de atuadores e sensores que os veículos modernos possuem. A tendência da utilização de sistemas “drive-by-wire”, onde os controles do carro são mais mecanicamente diretos cria uma enorme oportunidade para utilização de atuadores de SMA. Das atuações mais simples, como controlar os retrovisores, como mostrado na figura 6 (WILLIAMS et al, 2010), travas das portas e limpadores de para brisa (STOECKEL, 1990) ate atuadores ativos mais complexos, com função de controle de temperatura do motor, variação da lubrificação e acionamento de válvulas, como os observáveis na figura 6 (STOECKEL e TINSCHERT, 1991). Existem algumas aplicações já implementadas em veículos comerciais, como o sistema de molas de SMA que automaticamente percebe variações de temperatura no CVT e modifica a direção do fluxo de óleo em alguns carros da Mercedes Bens. Além disso, existem aplicações em redução de amortecimento de impacto tanto em para choques quanto em blindagens de veículos militares (PAINE e ROGERS, 1994).



(a) (b)  
**Figura 6: (a) Retrovisor que utiliza fios de SMA para mudar sua posição. (b) Válvula com base em molas de SMA (WILLIAMS et al, 2010).**

- **Aplicações biomédicas:**

As SMAs, principalmente as ligas com base em NiTi, vêm sendo cada vez mais utilizadas na indústria biomédica. Essa ampla utilização se deve a propriedades como: alta resistência à corrosão, bio compatibilidade, não magnética, propriedades mecânicas que se assemelham a de estruturas humanas (figura 7) e podem ser fabricados pra atuar com temperaturas encontradas no corpo humano. Entre as aplicações pode-se citar: utilização ortodôntica em aparelhos (TORRISI L, 1999), aplicação de “stents” em artérias (HAUSEGGER et al, 1994), como mostrados na figura 8, e desenvolvimento de próteses de diversas partes moveis do corpo, como observado na figura 9 (MACHADO e SAVI, 2003).



**Figura 7: Gráfico com propriedades de NiTi, aço, osso e tendões (JANI et al, 2014)**

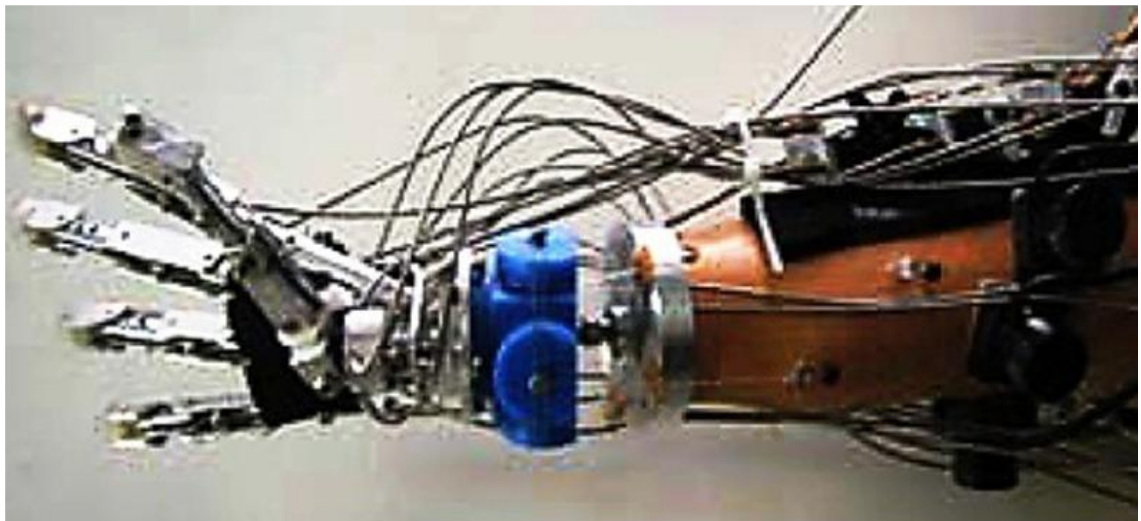




(a)

(b)

**Figura 8: (a) Aparelho corretivo com fios de SMA. (b) Stent de SMA (TORRISI L, 1999 e HAUSEGGER et al, 1994).**



**Figura 9: Prótese robótica com atuadores de SMA (MACHADO e SAVI, 2003).**

- **Aplicações aeroespaciais:**

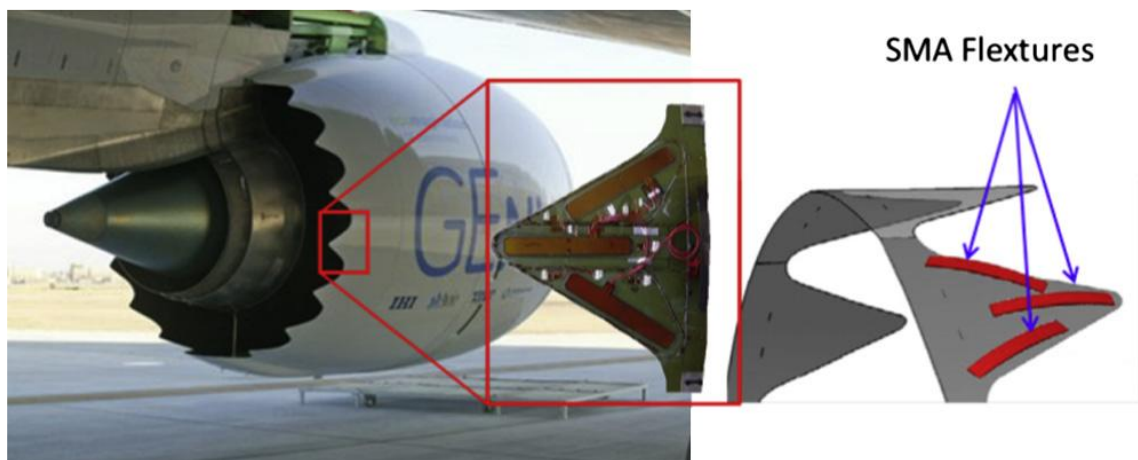
A indústria aeronáutica e aeroespacial procura sempre soluções simples, leves e que ocupem pouco volume para solucionar problemas de engenharia em seus projetos. Nesse sentido, as SMA vêm apresentando resultados excelentes na substituição de componentes antigos. Suas aplicações não se limitam apenas aos atuadores, podendo ser utilizados em sensores, válvulas, amortecedores conectores estruturais e em vários outros componentes.

Apenas nos motores, pode-se enumerar inúmeras aplicações, como: chevrons de geometria variável, VGC (figura 10), que são utilizados para reduzir o barulho produzido na decolagem ao maximizar sua deflexão sem comprometer a aerodinâmica em outras fases do voo (HARTL et al, 2010), variação na torção das pás do rotor com intuito de fornecer o melhor formato para diferentes situações de uso (CALDWELL et al, 2007) ou observação de pequenas

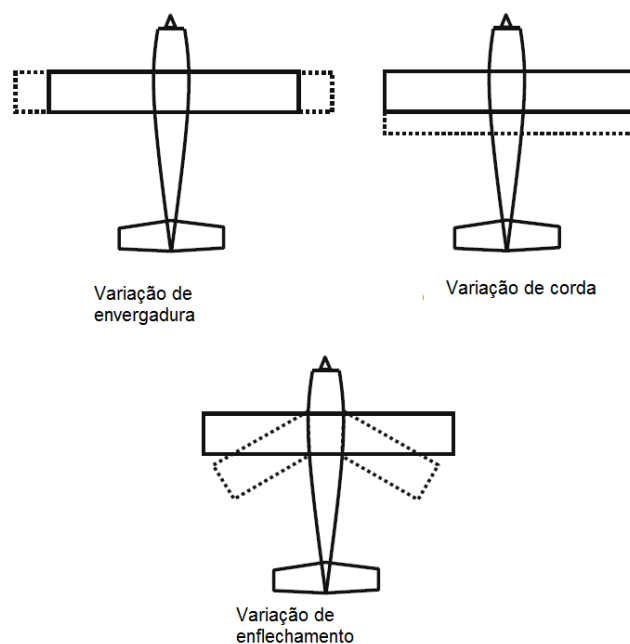


variações na posição das pás dos rotores (SINGH e CHOPRA, 2002), inlets adaptativos que permitem variação na admissão de caças e muitas outras aplicações em praticamente todos componentes.

Nas superfícies aerodinâmicas existe uma infinidade de aplicações visando melhor adaptar a geometria da aeronave para as diferentes necessidades ao longo do voo. Pode-se citar, por exemplo, a torção ou flexão da asa através de atuadores de SMA (SOFLA et al, 2010) como na figura 11, redução da vibração em winglets (BALTA et al, 2001), dispositivos de geração de turbulência (GERACI et al, 2003). Existem estudos que, através de simulações numéricas, demonstram que atuadores de SMA suportam as cargas de voo e podem substituir todos os atuadores em pequenos VANTs sem acarretar aumento de massa quando comparado com atuadores tradicionais (ICARDI e FERRERO, 2009). Além desses exemplos, existem as variações de perfil aerodinâmico que serão melhor abordadas no próximo capítulo.



**Figura 10: Chevrons de geometria variável (HARTL et al, 2010).**



**Figura 11: Variação da geometria de asa (SOFLA et al, 2010).**

## 2.2 AERODINÂMICA

Aerodinâmica é definida como a relação entre um objeto e o ar, onde existe movimento de pelo menos uma das partes. Aerodinâmica é uma das áreas de estudo da dinâmica dos fluidos, assunto que vem sendo pesquisado e estudado a muitos anos, devido a enorme gama de possibilidades de desenvolvimentos de novas tecnologias e de aprimoramento das que já existem. Desde o surgimento das primeiras embarcações, vem-se estudando como a geometria da mesma interfere nas forças resultantes, no caso o arrasto. Grandes pensadores contribuíram para o desenvolvimento da teoria da mecânica dos fluidos, como: Newton, Alembert, Euler, Bernoulli, Navier e Stokes, Prandtl e vários outros vem contribuindo no presente e irão contribuir no futuro.

Nessa parte do capítulo, serão abordados conceitos básicos de aerodinâmica e de aeronáutica, com o intuito exclusivo de facilitar a compreensão das próximas fases do projeto.

### 2.2.1 FORÇAS AERDINÂMICAS

A força aerodinâmica surge a partir da diferença de pressão existente na superfície de um corpo quando o mesmo se encontra imerso em um escoamento. Essa força resultante pode ser dividida em duas: A sustentação (*Lift*), força normal ao escoamento, também conhecido como vento relativo, e o arrasto (*Drag*), força na mesma direção que o escoamento (ANDERSON, 2011). A figura 12 ilustra essa divisão. Essas são as forças que junto com o peso e a tração compõem a modelagem do voo de uma aeronave, por exemplo, como ilustrada na figura 13.

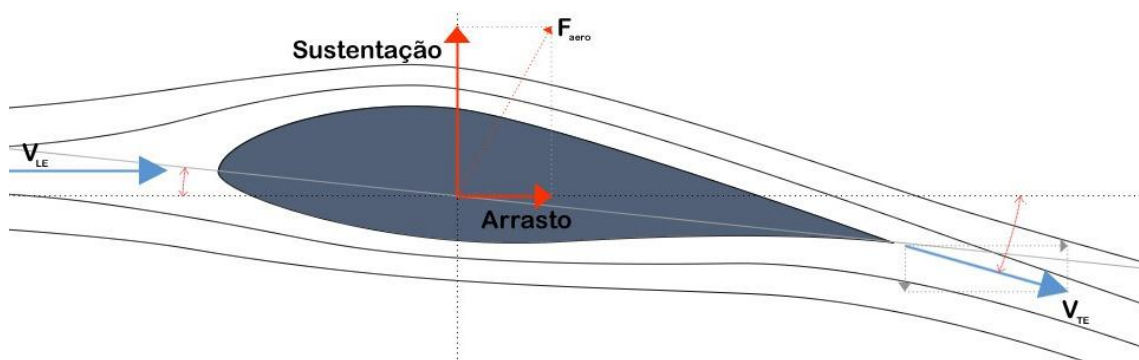


Figura 12: Forças sobre um perfil aerodinâmico.

O ângulo formado entre a linha horizontal do corpo e o vento relativo é chamado de ângulo de ataque ( $\alpha$ ). Esse ângulo é fundamental no estudo dos esforços aerodinâmicos, pois para praticamente todos os corpos existem variações significativas nas forças geradas com a variação do ângulo de ataque (ANDERSON, 2011).

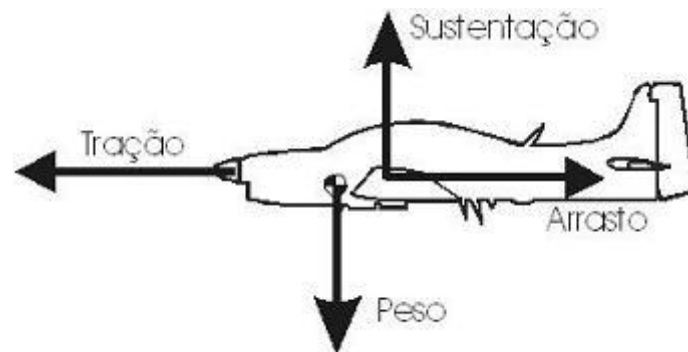


Figura 13: Esquema das principais forças sobre uma aeronave.

## 2.2.2 AERONAVES E SEUS COMPONENTES

As aeronaves modernas apresentam diferentes configurações, mas seus componentes principais estão presentes em quase todas as variantes. A figura 14 apresenta os componentes básicos de uma aeronave de modelo convencional.

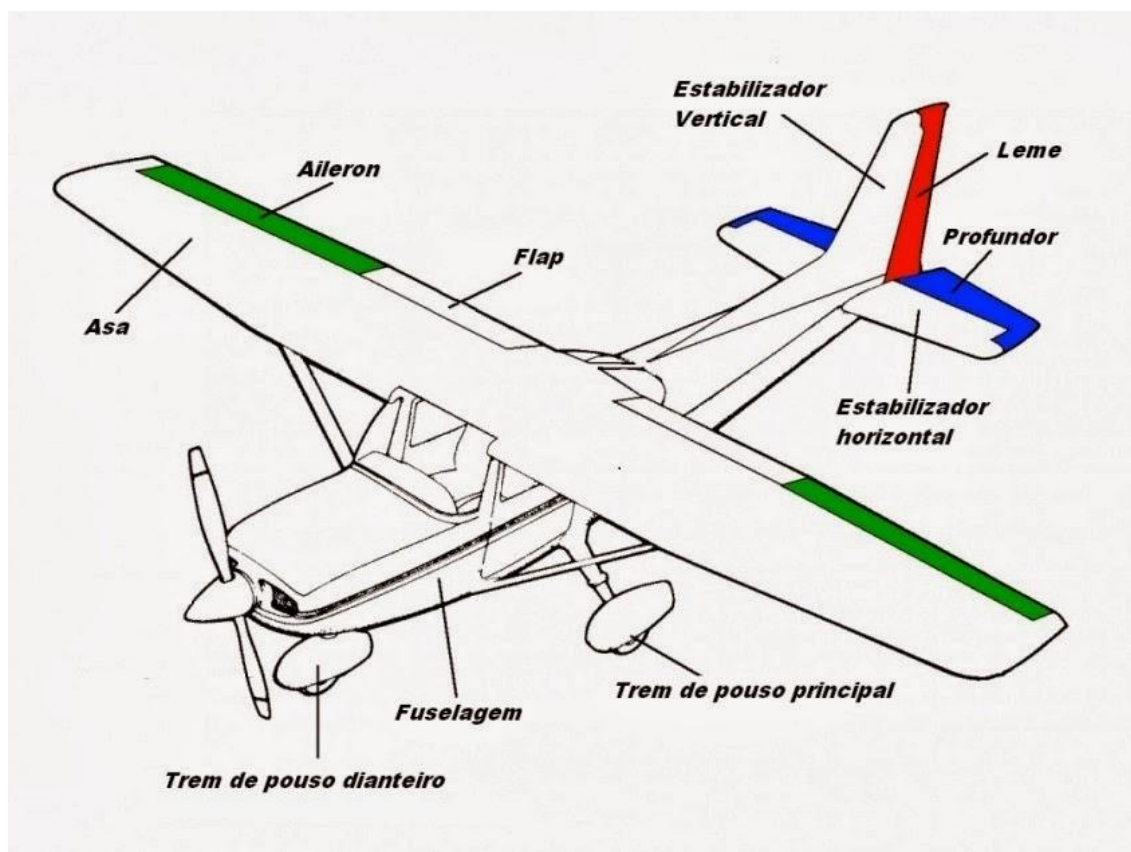


Figura 14: Componentes de uma aeronave convencional.

A asa é o componente responsável por gerar a sustentação da aeronave. O comprimento da asa é denominado envergadura. Nela se encontram também superfícies de controle como o *flap* e os *aileron*s. Este é responsável pelo movimento de rolagem da asa. Os *aileron*s em cada ponta de asa têm atuação oposta, ou seja, quando de um lado o aileron está atuado para cima, do outro estará atuado para baixo, resultando em uma sustentação maior em uma das metades da asa do que na outra, isso permite

que a aeronave role, produzindo através da sustentação uma força que permite a aeronave realizar curvas.

O *flap* é um dispositivo de hipersustentação. É um componente que atua apenas quando a aeronave necessita de sustentação extra, recolhendo-se em outras situações de voo, com o intuito de não gerar arrasto desnecessariamente (ANDERSON, 2011).

Os estabilizadores horizontais e verticais são responsáveis por retornar a aeronave à posição desejada após uma perturbação. Rajadas de vento ou mesmo o momento gerado pela asa, podem perturbar o voo da aeronave provocando rotações indesejadas, os estabilizadores tem a função de retornar aeronave à posição anterior à perturbação. Leme e profundor são responsáveis pelo controle de guinada e arfagem respectivamente. A figura 15 esquematiza os eixos de controle de uma aeronave.



Figura 15: Eixos de controle de uma aeronave.

### 2.2.3 AEROFÓLIO

Os perfis aerodinâmicos, ou aerofólios, são superfícies no mesmo plano do escoamento que tem por finalidade criar uma reação aerodinâmica sobre o mesmo, resultando no surgimento de forças. Na figura 16, pode-se observar um aerofólio e a denominação de algumas de suas partes e propriedades principais (ANDERSON, 2011).

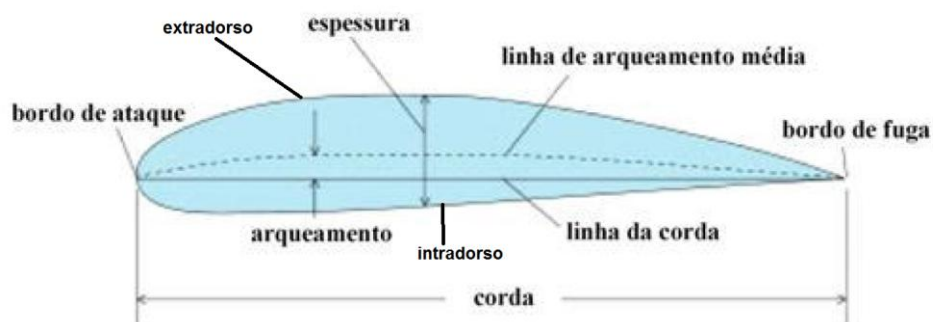


Figura 16: Principais partes de um aerofólio.

Cada situação específica exige um aerofólio diferente: aerofólios utilizados em asas são diferentes dos utilizados em pás de helicópteros, por exemplo. A geometria do aerofólio determina como será a distribuição de pressão e consequentemente como será a força aerodinâmica resultante para um determinado escoamento.

Os aerofólios mais conhecidos e estudados são os da série NACA, desenvolvidos na primeira metade do século XX. Apesar de suas aplicações serem muito mais limitadas hoje em dia, devido ao surgimento de inúmeros outros aerofólios, eles ainda são comumente utilizados em “benchmarks”, pois apresentam propriedades extensivamente estudadas e catalogadas.

## 2.2.4 COEFICIENTES ADIMENSIONAIS

O estudo das propriedades de asas e aerofólios é baseado em coeficientes adimensionais, que permitem, por exemplo, a comparação das propriedades aerodinâmicas entre perfis com cordas diferentes analisados em túneis de vento.

Para situações aerodinâmicas simples (sem grandes trocas de temperatura ou efeito magnético de partículas, por exemplo) esses coeficientes são funções exclusivas de 3 parâmetros: o número de Reynolds, a velocidade do som (Mach) e a geometria do perfil. O número de Re e de Mach são definidos pelas equações 1 e 2, respectivamente, onde  $V_c$  é a velocidade relativa do vento,  $V_s$  é a velocidade do som, “c” é um comprimento característico, onde para comparações aeronáuticas é utilizada a corda. A densidade e a viscosidade do fluido, no caso o ar, são representadas por  $\rho$  e  $\mu$  respectivamente. A velocidade do som pode ainda ser calculada pela formula 3, onde  $\gamma$  é capacidade calorífica do ar,  $R_*$  é a constante universal dos gases dividida pela massa molar do ar e  $T$  é a temperatura em kelvins (ANDERSON, 2011).

$$Re = \frac{V_c c \rho}{\mu} ; (1)$$

$$Mach = \frac{V_c}{V_s} ; (2)$$

$$V_s = \sqrt{\gamma R_* T} ; (3)$$

Sendo assim, para dois corpos com mesma geometria, Re e Mach, seus coeficientes adimensionais serão idênticos. Os coeficientes mais utilizados são  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  que são respectivamente os coeficientes de sustentação, arrasto e momento. Esses coeficientes são definidos pelas equações 4,5 e 6, onde  $S$  é uma área de referencia (normalmente a área em planta da asa):

$$C_L = \frac{2L}{\rho S V^2} (4)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho S V^2} (5)$$

$$C_M = \frac{2M}{\rho S c V^2} (6)$$

Esses coeficientes são comumente apresentados através de gráficos que os relacionam com o ângulo de ataque, que é uma variação da geometria no escoamento. Pode-se observar gráficos típicos de comportamentos de aerofólios em baixas velocidades na figura 17. Outra representação utilizada com frequência é a polar de arrasto, ou  $C_L \times C_D$ . Ilustrativamente, na figura 18 têm-se polares de arrasto comparativas de duas configurações (sem e com dispositivo de ponta de asa) da aeronave DV-UAV 2014, projetada pela equipe Draco Volans para competição S.A.E. Brasil de Aerodesign.

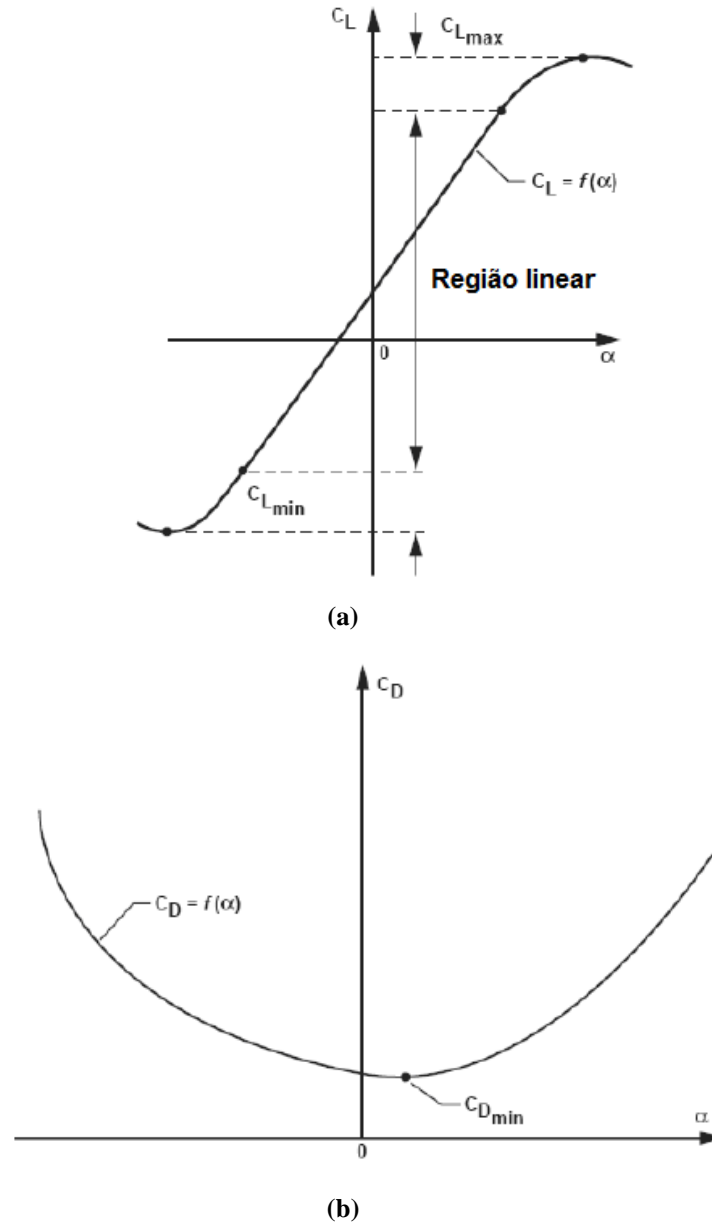


Figura 17: (a) Curva de  $C_L$  por ângulo de ataque. (b) Curva de  $C_D$  por ângulo de ataque.



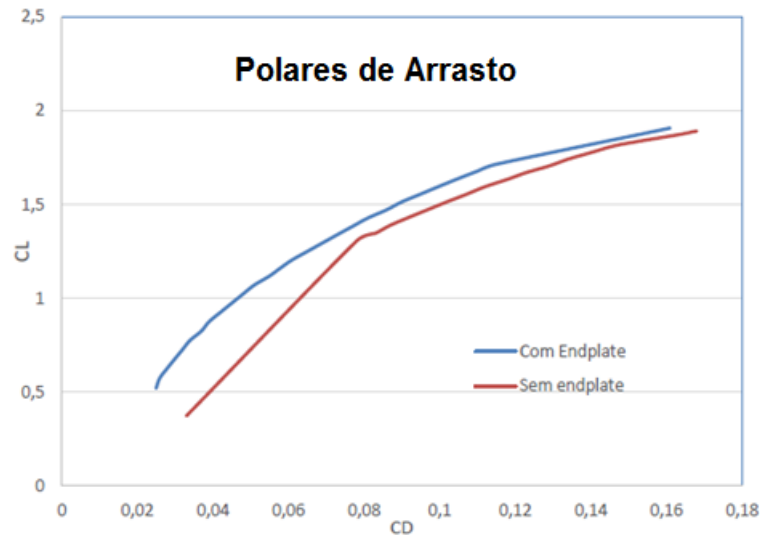


Figura 18: Polares de arrasto para configurações sem e com endplate do projeto DV-UAV-2014.

## 2.3 AEROFÓLIOS ADAPTATIVOS

A indústria aeronáutica vem sempre buscando meios de melhor adaptar suas aeronaves às características das missões para qual elas foram projetadas, visando reduzir custos e melhorar desempenho. Nesse contexto, estruturas adaptativas vêm sendo estudadas para que as aeronaves, principalmente as asas, possam melhor se adaptar as diversas situações de voo que serão encontradas em suas missões.

Pode-se citar como exemplo a necessidade de aeronaves comerciais priorizarem a sustentação na decolagem e no pouso, situações onde a velocidade relativa do vento é menor, enquanto em voo de cruzeiro procura-se otimizar a eficiência (Sustentação/Arrasto). Para isso, é comum o uso de hipersustentadores, como *flaps*. A mesma lógica pode ser aplicada durante as manobras, onde é necessário uma mudança nas propriedades aerodinâmicas para que, por exemplo, a aeronave possa fazer uma curva.

Com o surgimento de novos materiais, como as SMAs, novos modos de se provocar essas variações no comportamento aerodinâmico vem sendo estudados e aplicados, variando as bases da geometria da aeronave. Asas que apresentam esse tipo de mudança geométrica são chamadas de “asas adaptativas”, ou “asas inteligentes” (SOFLA et al., 2010). O conhecimento nessa área se desenvolveu bastante nos anos 90 com as pesquisas realizadas por organizações como DARPA (KUDVA, 2004), NASA e as construtoras de aeronaves comerciais como BOING e Airbus (CALKINS, 2010). O presente estado da arte de asas adaptativas foi analisado por Sofla (2010).

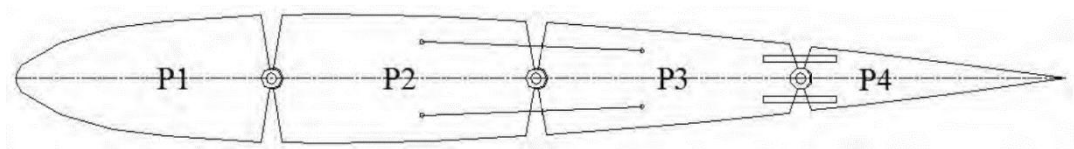
### 2.3.1 VARIAÇÃO DA GEOMETRIA DE AEROFÓLIOS COM SMA

Uma das formas de se provocar uma mudança geométrica em uma asa adaptativa é variando a geometria do aerofólio. Essa técnica permite uma mudança significativa nas propriedades aerodinâmicas da asa, melhor adequando às necessidades de voo. Vários métodos construtivos vêm sendo estudados

para a aplicação, inicialmente, em VANTs. Seguem alguns exemplos de como essa questão foi abordada por diversos autores:

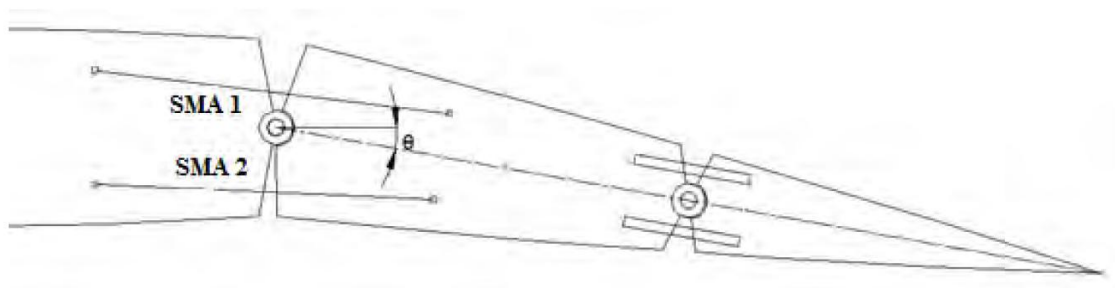
- **MAESTA et al (2013):**

Como muitos outros, optou-se por utilizar o perfil NACA0012 como base para a variação de geometria. O perfil foi dividido em 4 seções, sendo essas partes ligadas por fios de SMA, como mostra a figura 19.



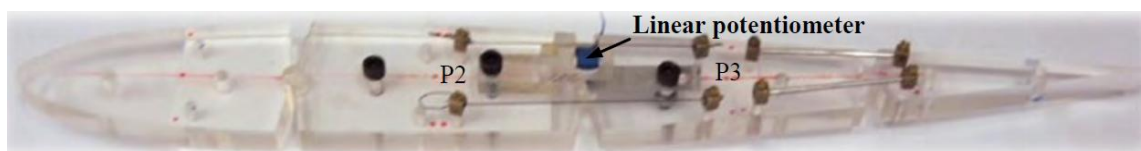
**Figura 19: Esquema do perfil adaptativo (MAESTA, 2013).**

Para realizar a transformação, um dos fios de cada par é aquecido por efeito Joule, resultando em uma rotação entre as duas partes, como exemplificado na figura 20. Vale ressaltar que a configuração permite rotação tanto no sentido horário quanto anti-horário, o que permite a utilização como ailerons.



**Figura 20: Esquema mostrando a variação de geometria (MAESTA, 2013).**

O perfil foi construído de acrílico com furos para passar os pinos onde os fios de SMA foram conectados. Além disso, para auxiliar no controle, foi utilizando um potenciômetro para medir o ângulo entre as partes, como pode ser observado na figura 21 do protótipo.



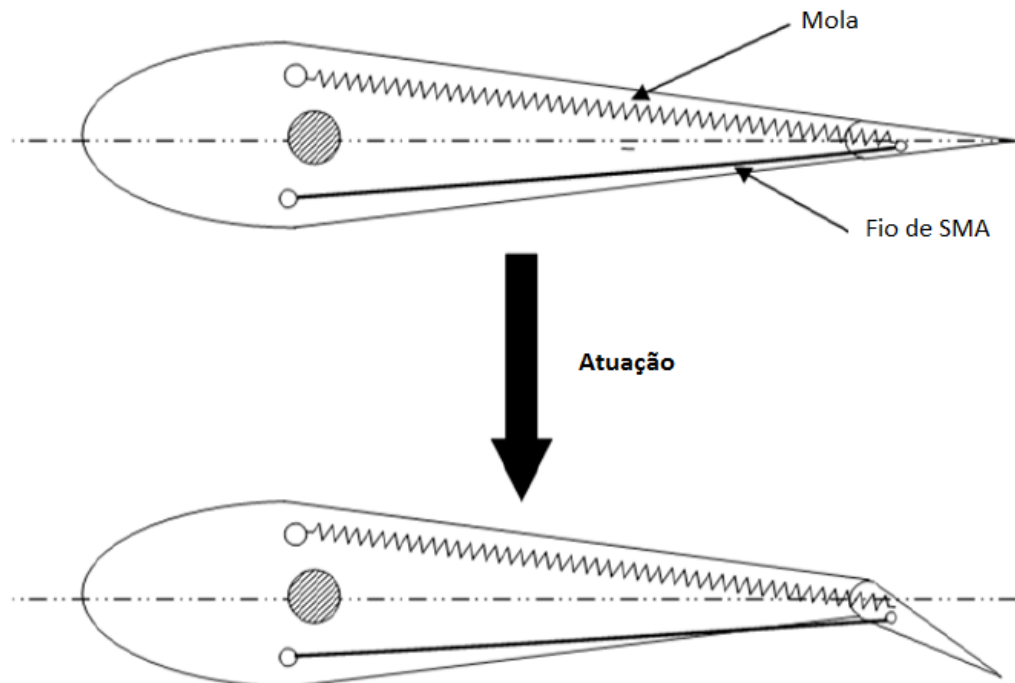
**Figura 21: Protótipo do perfil (MAESTA, 2013).**

O projeto focou principalmente na complexa parte de controle, sendo assim, não foram realizados testes em túnel de vento.

- **SENTHILKUMAR (2012):**



Utilizou-se um sistema com um fio de SMA e uma mola para atuar um flap simples em um aerofólio. Novamente, o perfil NACA0012 foi utilizado. Quando aquecido, o fio de SMA se contrai puxando o flap. Uma vez desaquecido, a mola faz com que o perfil retorne a posição inicial. A figura 22 esquematiza o funcionamento.



**Figura 22: Esquema mostrando a atuação do flap por fios de SMA (SENTHILKUMAR, 2012).**

Um protótipo foi construído e testado em túnel de vento. Este foi construído inteiramente de balsa, como mostrado na figura 23. O flap também é construído de balsa, com espaço para fixação das molas e dos fios de SMA. O resultado final, que foi testado no túnel de vento pode ser observado na figura 23.



**Figura 23: À esquerda, protótipo construído de balsa. A direita, configuração final que foi testada em túnel de vento (SENTHILKUMAR, 2012).**

O perfil flapeado foi analisado numericamente e o resultado foi comparado com os resultados obtidos no túnel de vento. Foi utilizada velocidade relativa de 15m/s em túnel de vento construído para baixas velocidades. Os resultados podem ser observados nas figuras 24 e 25.

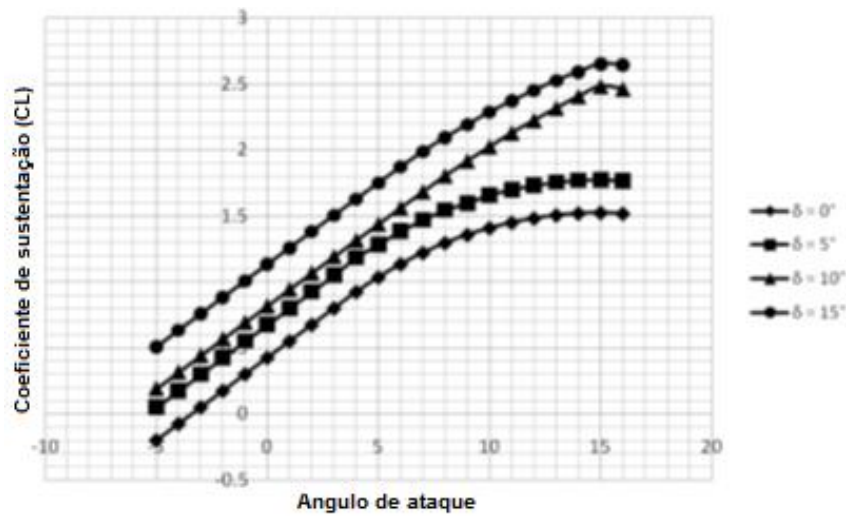


Figura 24: curva de  $C_L$  por ângulo de ataque para diferentes angulações do flap (SENTHILKUMAR, 2012).

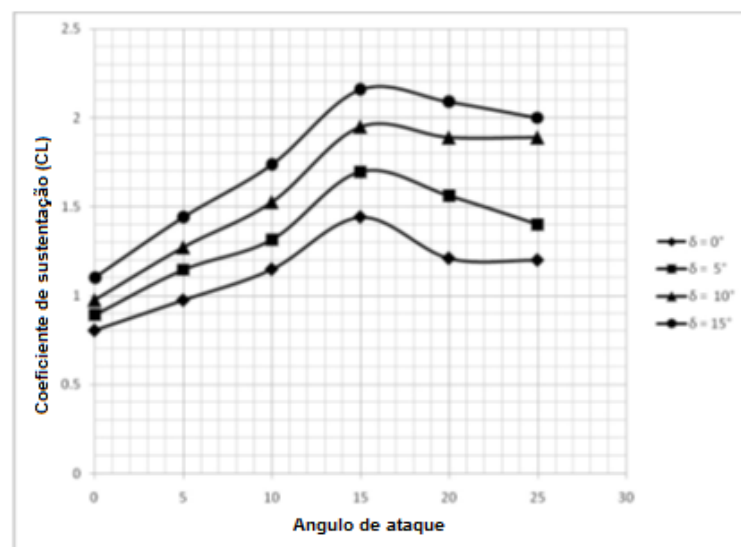


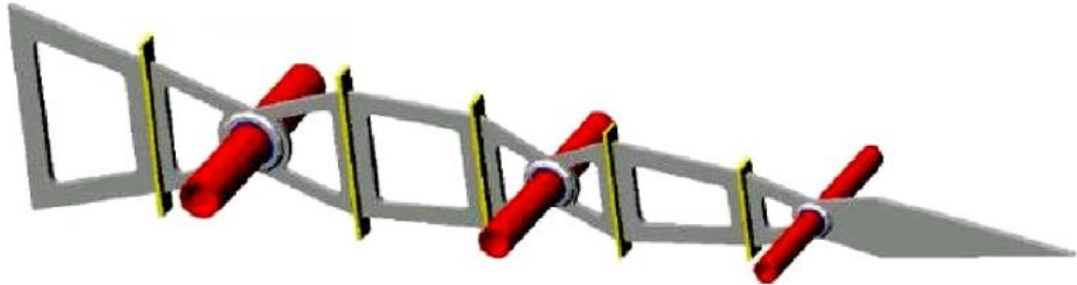
Figura 25: curva de  $C_D$  por ângulo de ataque para diferentes angulações do flap (SENTHILKUMAR, 2012).

Os dados tirados no túnel de vento apresentam  $C_L$  menores que os numéricos. Esses resultados foram atribuídos pelo autor a vibração do aerofólio dentro do túnel de vento. Vale ressaltar que o autor observou uma variação praticamente linear da corrente utilizada para aquecer o fio de SMA com variação a do ângulo do flap.

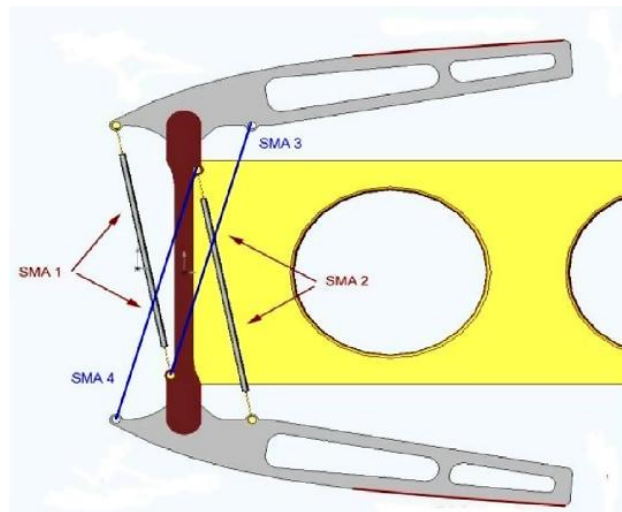
- **ICARDI (2009):**

Realizou-se uma análise estrutural numérica de uma asa adaptativa para VANTS de pequeno porte construída com compósitos, otimizada para redução de peso e garantia de integridade

estrutural com as diversas formas de atuação. O perfil utilizado como base foi o NACA 64 A410. Foram utilizados tubos de torção de SMA com “costelas” flexíveis para variar o arqueamento do perfil e fios de SMA para provocar variações locais no contorno do perfil, como mostrado nas figuras 26 e 27, respectivamente. Essas variações locais de contorno tem o intuito de reduzir a tendência de descolamento de camada limite.



**Figura 26: Costelas flexíveis e tubos de torção de SMA (ICARDI, 2009).**



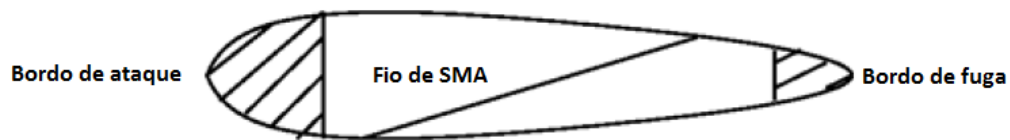
**Figura 27: Atuador que varia o contorno do perfil localmente (ICARDI, 2009).**

Para garantir o contorno do perfil foi utilizado como “pele” um elastômero reforçado com aramida, garantindo a resistência e a flexibilidade necessárias.

Os resultados da simulação numérica concluíram que esse modelo de asa, totalmente atuada por SMA é estruturalmente viável, não acarretando um maior peso quando comparado com modelos com atuadores convencionais e estruturas metálicas.

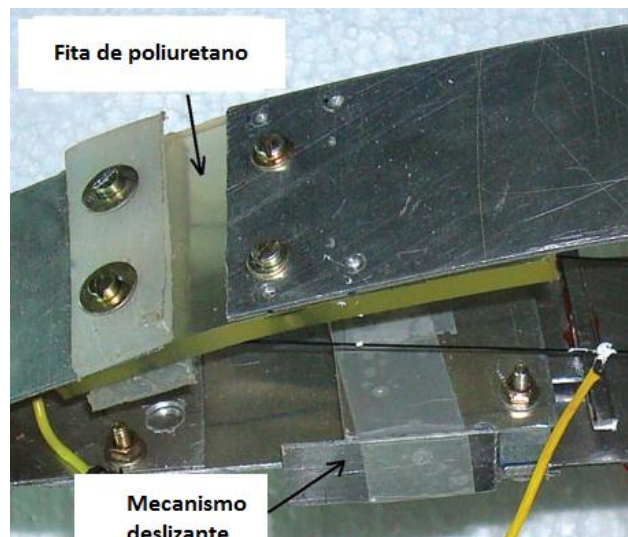
- **DASHARATHI et al (2010):**

Utilizou-se fios de SMA pre tensionados para provocar deflexão no bordo de fuga de um perfil aerodinâmico, como esquematizado na figura 28. Foram utilizados os perfis NACA0012 e NACA4421.



**Figura 28: Esquema da atuação por fio de SMA (DASHRATHI et al, 2010).**

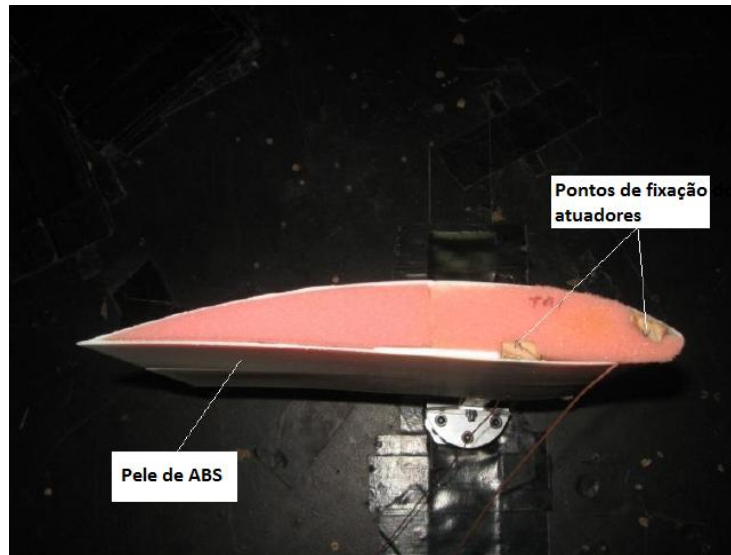
O protótipo foi construído usando-se alumínio de 1 mm como “pele” o que resultou em uma deformação muito baixa inicialmente. Posteriormente, foi utilizado um mecanismo que permite um deslizamento da pele no intradorso em conjunto com uma fita de poliuretano no extradorso que permite que o mesmo estique como mostrado na figura 29. Essa configuração permitiu um maior arqueamento do perfil, resultando em melhores resultados aerodinâmicos, sem comprometer a parte estrutural, entretanto, houve uma perda na geometria do perfil com a utilização do mecanismo de deslizamento, que permanece parcialmente para fora do contorno do perfil.



**Figura 29: Mecanismo deslizante (DASHRATHI et al, 2010).**

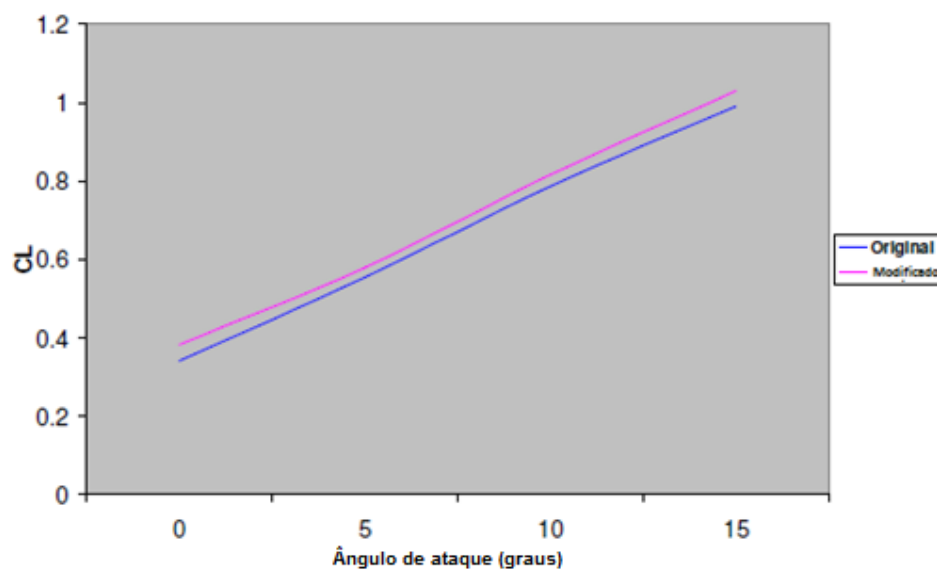
- **ERMIRA et al (2010):**

Optou-se por usar um perfil onde a variação de geometria é obtida ao se contrair um fio de SMA ligado em dois pontos próximos do bordo de ataque. Sendo assim, a “pele” do perfil é toda contínua e não existem dobradiças. Isso permite, em aplicações comerciais, uma maior facilidade na manutenção, uma vez que não existem partes moveis que necessitam serem lubrificadas. O perfil utilizado foi o “Clark Y”, perfil não simétrico. O protótipo foi construído usando ABS (acrilonitrila, butadieno e estireno) como pele e um material esponjoso como núcleo, como mostrado na figura 30.



**Figura 30: Protótipo de perfil adaptativo testado em túnel de vento (ERMIRA et al , 2010).**

O protótipo foi testado em túnel de vento para diferentes números de Reynolds. Os resultados para  $Re = 293000$  podem ser observados através dos gráficos de  $C_L$  x Ângulo de ataque na figura 31 e o gráfico de  $C_L/C_D$  x  $C_L$  na figura 32. Este último relaciona a eficiência com a sustentação e sua análise é fundamental na otimização de uma situação de voo de cruzeiro. Podemos observar que o perfil modificado apresenta melhor  $C_L$  para todos os ângulos de ataque e melhor eficiência para sustentações mais altas.



**Figura 31: Curva de  $C_L$  por ângulo de ataque para o perfil original e modificado (ERMIRA et al , 2010).**

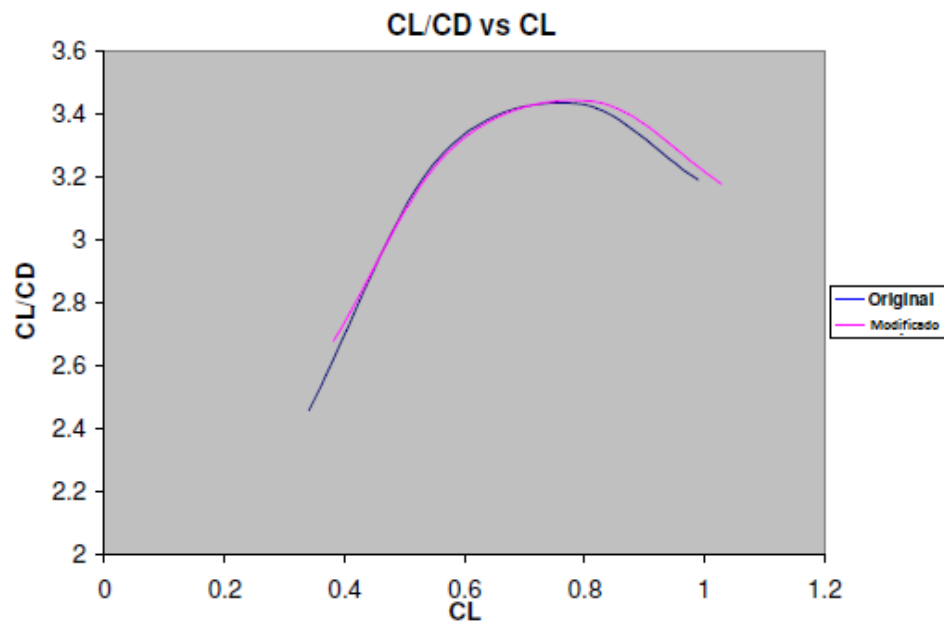


Figura 32: Curva de  $CL/CD$  por  $CL$  para o perfil original e modificado (ERMIRA et al , 2010).

## 3 CONCEPÇÃO E PROJETO

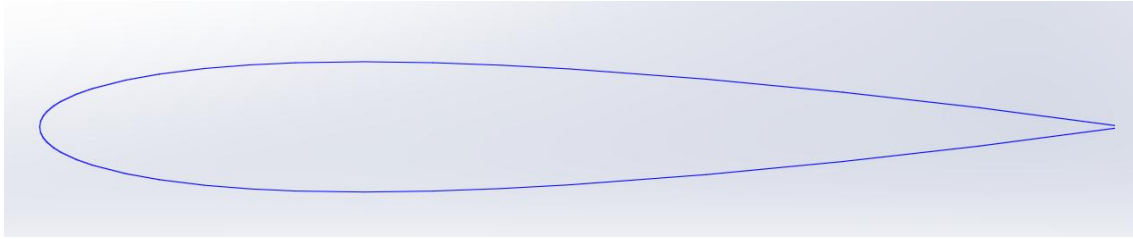
### 3.1 Projeto conceitual

O projeto tem por objetivo a concepção, projeto, construção e teste de um aerofólio adaptativo com base em atuadores de SMA. Com esses objetivos, procurou-se o modelo que melhor se adaptasse ao projeto. Entre as restrições, pode-se citar:

- Limitações construtivas: O processo construtivo deve ser simples, permitindo alcançar boa precisão construtiva sem necessidade de técnicas muito complexas, que acarretariam na necessidade de estudos mais profundos e provavelmente a construção de vários protótipos para aperfeiçoar o processo construtivo. Os mecanismos utilizados, até mesmo por uma necessidade que a indústria apresenta, precisam ser o mais simples possível, minimizando a quantidade de peças;
- Limitação de disponibilidade no mercado: Os materiais utilizados precisam ser fáceis de se encontrar no mercado para que os mesmo possam ser adquiridos sem grandes custos financeiros e de tempo;
- Limitação de peso: Apesar de ser apenas um protótipo, como o intuito é estudar a aplicação aeronáutica, o peso acaba se tornando um fator limitante. É necessário procurar soluções que não comprometam a peso final da aeronave e que permitam no final dos testes uma comparação, mesmo que preliminar, entre o modelo utilizado e as aplicações tradicionais (flaps e ailerons);
- Limitações de equipamentos: Os testes serão realizados a princípio no túnel de vento da Universidade de Brasília, sendo assim, o projeto precisa se atentar às restrições geométricas impostas por este túnel de vento;
- Limitações estruturais: É necessário que o protótipo seja capaz de suportar as cargas que surgirão com o escoamento a velocidades compatíveis com as propostas para a parte experimental.

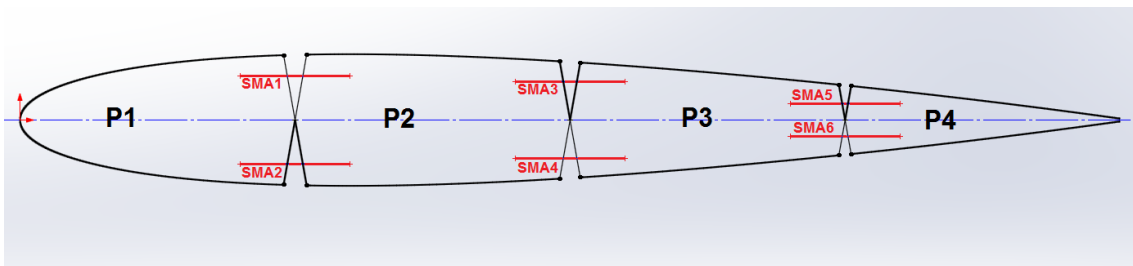
Com essas restrições em mente, e procurando alcançar o objetivo inicial do projeto, optou-se pela configuração apresentada na figura 34.

O perfil utilizado como base é o NACA0012 (figura 33) pois apresenta uma grande gama de estudos relatando suas propriedades, além disso, é um aerofólio que vem sendo utilizado com frequência nos testes de aerofólios adaptativos, permitindo assim uma melhor comparação entre resultados obtidos. Outro fator que influenciou na escolha foi o fato de ser simétrico, permitindo uma maior facilidade no posicionamento dos fios de SMA que funcionaram como atuadores na variação de geometria.



**Figura 33: Perfil NACA0012.**

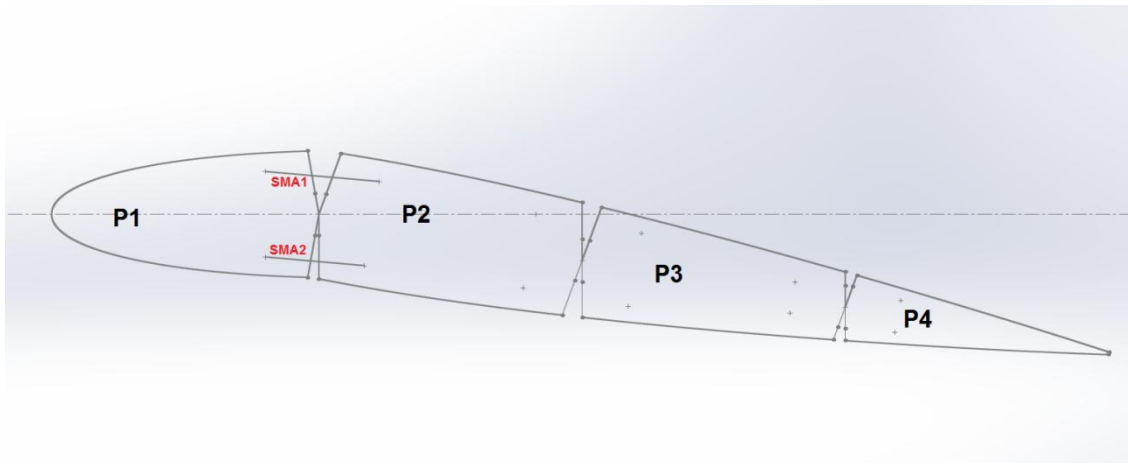
Para o método de atuação, optou-se por utilizar um perfil segmentado com dois fios de SMA ligando cada segmento. Essa configuração foi utilizada por Maesta (2013) em seus estudos de controle e aparenta apresentar grande flexibilidade e facilidade construtiva. O perfil será dividido em 4 seções, todas com o mesmo comprimento, sendo a primeira parte, P1, fixa, ou seja, nela será engastado o suporte do perfil que será posteriormente utilizado para aferir as forças dentro do túnel de vento. As outras partes serão fixadas por tubos passando entre furos nos pontos de articulação. Experiências práticas com construção de aeromodelos mostram não existir necessidade de utilizar rolamentos nesses furos, uma vez que um pequeno grau de atrito não ira interferir na atuação. Os fios de SMA serão fixados em pinos que serão inseridos parcialmente na estrutura dos perfis em encaixes previamente furados, como melhor representados na figura 34.



**Figura 34: Esquema com as divisões do perfil e os fios de SMA.**

Para a variação da geometria, um de cada par dos fios é aquecido através de uma corrente elétrica percorrendo o fio, provocando uma contração. Essa contração faz com que o perfil gire em torno do ponto de articulação, como mostrado na figura 36, onde o fio “SMA2” está contraído provocando a modificação na geometria do perfil. Por exemplo, o par de fios SMA1 e SMA2, como ilustrado na figura 35, encontram-se parcialmente tencionados. Ao se aquecer o fio SMA2 o mesmo se contrai ao se transformar em austenita e tenciona o fio SMA1 até seu comprimento máximo, provocando uma rotação ao redor do eixo que une as partes P1 e P2, resultando na geometria mostrada na figura 36.





**Figura 35: Perfil NACASMA200 onde o fio SMA2 está contraído e o SMA1 está esticado.**

Caso deseje-se desfazer a deformação através de um controle mais complexo, pode-se aquecer o o fio “SMA1”, contraindo-o e desfazendo a deformação original no fio “SMA2”. O presente projeto não se propõem a tratar da área de controle, então propõem-se apenas modificações de geometria simples, sem a necessidade de um sistema de controle para otimizar o processo.

Para facilitar a identificação, os perfis serão chamados de NACASMAxyz, onde x, y e z se referem a qual fio de SMA esta contraído no par, sendo “x” referente ao par entre P1 e P2, “y” referente ao par entre P2 e P3, e z referente ao par entre P3 e P4. Caso o fio mais próximo do extradorso seja o ativado, o numero é “1”, caso seja o fio mais próximo do intradorso o utilizado, o numero é “2”. Caso nenhum esteja contraído, é utilizado o numero 0. Por exemplo, a configuração da figura 34 é o NACASMA000 ou simplesmente NACA0012 enquanto o da figura 35 é o NACASMA200. Sendo assim, existem 27 combinações possíveis de perfis, ignorando as situações com deformações intermediárias.

## 3.2 SIMULAÇÃO E ANÁLISE DE DADOS PRELIMINARES

Com o intuito de apresentar uma previa dos resultados esperados para um protótipo construído e testado em túnel de vento e permitir uma análise ilustrativa e comparativa entre propriedades aerodinâmicos dos perfis, analisou-se 3 opções de simulação numérica, com o intuito de selecionar a que oferecesse o melhor resultado.

### 3.2.1 VALIDAÇÃO

Para validar o modelo de simulação, foram utilizados dados empíricos coletados em túnel de vento e em seguida comparados com os dados obtidos através das simulações numéricas com os resultados obtidos em estudos anteriores com túnel de vento. Os dados empíricos utilizados foram retirados do artigo do Timmer de 2008, onde o perfil NACA0018 foi ensaiado para diversos Re. Optou-se por utilizar esse dados pois o perfil NACA0018 é bastante semelhante ao perfil NACA0012 que será

utilizado como base para o projeto e protótipos, além disso o perfil foi ensaiado para o Re de 300000, número próximo do Re utilizado no experimento.

Os experimentos foram realizados no túnel de vento para baixas velocidades da “Delft University”. O Re utilizado foi de 300000 com um Mach de aproximadamente 0.05. Além disso, foram utilizadas correções dos dados obtidos para minimizar o efeito da fenda entre o corpo de prova e a parede do túnel e o efeito da parede sobre o desempenho do aerofólio.

Três modelos de simulação, com condições idênticas as do túnel de vento foram consideradas:

- Simulação viscosa através do software XFOIL 6.99
- Simulação RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) através do software STAR-CCM+ 9.06.011 utilizando modelo de turbulência Spalart Allmaras.
- Simulação RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) através do software STAR-CCM+ 9.06.011 utilizando modelo de turbulência SST k- $\omega$ .

O software XFOIL é comumente utilizado para simulações aerodinâmicas de aerofólios de aeromodelos (baixo Re e Mach próximo de 0) apresentando resultados bons para ângulos na região pre estol. O software se baseia no métodos dos painéis com esteiras de vorticidade lineares e a camada limite é definida por um sistema de duas equações. Os parâmetros de entrada no programa são: Geometria do perfil na forma de um arquivo .dat com as coordenadas dos pontos da superfície do perfil, número de Re, número de Mach e um parâmetro “Ncrit”, que é utilizado no método de transição de turbulência. Para a simulação, utilizou-se Re = 300,000; Mach = 0.05; e “Ncrit” = 9, valor utilizado para imitar as perturbações no escoamento tipicamente encontradas em túneis de vento. Ademais utilizou-se 494 painéis para a simulação, valor máximo permitido pelo software.

Para as simulações no software STAR-CCM+, utilizou-se as equações médias de Reynolds, em sua versão incompressível onde 7 é a equação média da continuidade e 8 é equação média de Navier Stokes:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (7)$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j + \langle u'_i u'_j \rangle) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ij}}{\partial x_j}. \quad (8)$$

Para solucionar o problema do fechamento, ou seja, encontrar um valor para  $\overline{u'_i u'_j}$ , são utilizados modelos de turbulências, que visam encontrar soluções numéricas que permitam prever resultados reais.

O método SST k- $\omega$ , desenvolvido por Menter, mistura os modelos k- $\omega$  e k- $\epsilon$ , utilizando o primeiro para regiões próximas as paredes e o segundo para regiões distantes da parede. Ele utiliza duas equações, uma para a energia cinética turbulenta e outra para taxa de dissipação da turbulência. Assim como outros métodos, varias constantes utilizadas na modelagem destes métodos são determinadas

experimentalmente. Suas equações básicas são (existem outras equações para determinar os valores abertos):

$$\nu_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)} \quad (9)$$

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_k \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (10)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (11)$$

O método de Spalart-Allmaras foi desenvolvido para uso em escoamentos aerodinâmicos. Este é um método de uma equação de uma “variável de viscosidade” utilizada para determinar a viscosidade turbulenta. Suas equações fundamentais são:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \quad \chi := \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (12)$$

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} |\nabla \nu|^2 \} - \left[ C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2 \quad (13)$$

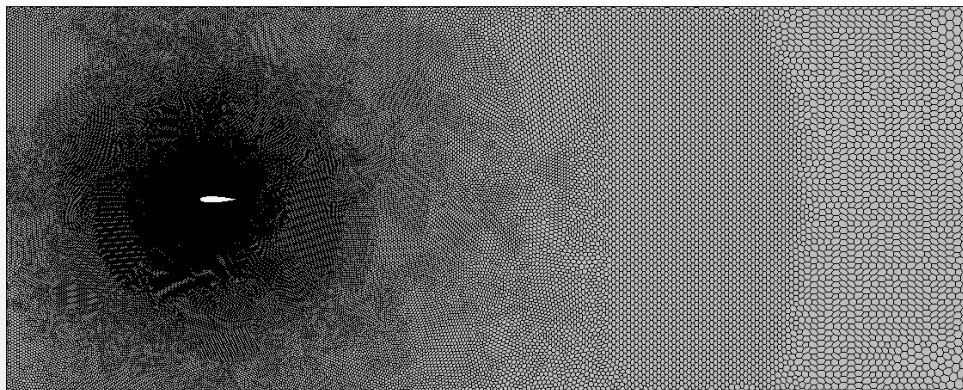
Ambos os modelos de turbulência não utilizam equação de parede, ou seja, é necessária uma descrição através de elementos das regiões internas da camada limite, o que torna sua simulação mais complexa e custosa.

Utilizou-se a mesma malha para ambas as simulações no STAR-CCM+. O perfil foi inserido em uma área de controle de dimensões com 2m de altura e 5m de profundidade, como mostrado na figura 36.

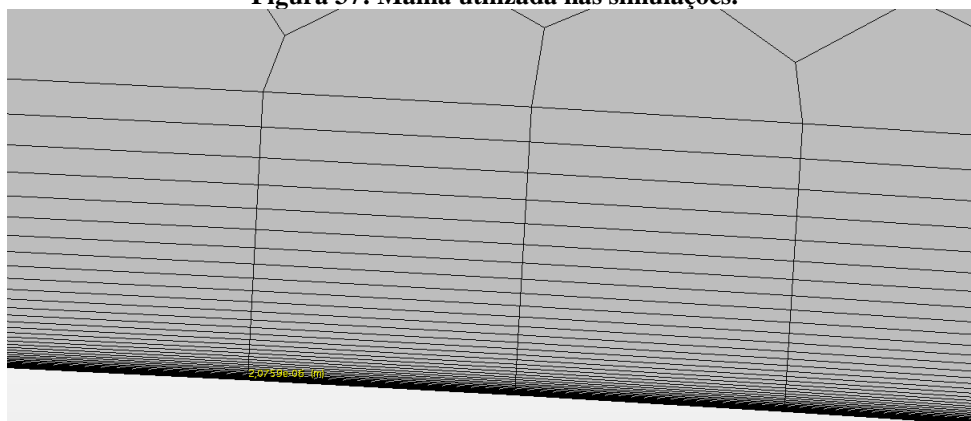


**Figura 36: Descrição do volume de controle**

Gerou-se uma malha não estruturada de 115,000 elementos poliédrica. Este valor foi obtido refinando-se a malha e observando os resultados e possui um número muito elevado de elementos para uma simulação 2D. O tamanho base dos elementos é de 5mm, tornando maiores a medida que se afastam do perfil. Para a região próxima ao perfil, utilizou-se uma malha mais rica com o intuito de melhor descrever a camada limite. Utilizou-se uma espessura de 40 elementos dentro dos 2.5mm mais próximos da parede, sendo que o elemento mais próximo da parede tem espessura de aproximadamente 0,002mm. O resultado final da malha pode ser observado nas imagens 37 e 38.



**Figura 37: Malha utilizada nas simulações.**



**Figura 38: Malha próxima a parede do perfil.**

Para as condições de contorno, utilizou-se uma entrada de velocidade na parede da esquerda e uma saída de pressão na parede da direita. As paredes de cima e de baixo foram consideradas como “Slip Walls”, ou paredes escorregadias, onde não se encontra atrito do escoamento do a superfície.

As condições de contorno da parede de entrada de velocidade foram as seguintes:

Velocidade de entrada = 25m/s

Intensidade de turbulência = 0.01

Razão de viscosidade turbulenta = 0.1

Temperatura = 300K

As condições de contorno na parede de saída de pressão foram as seguintes:

Pressão: 100925.033 Pa

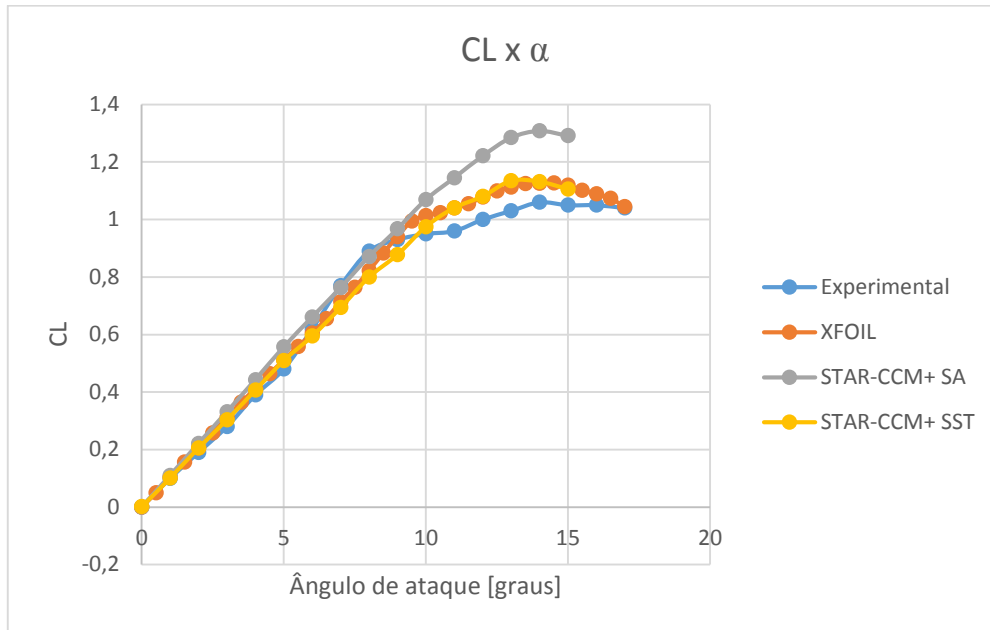
Intensidade de turbulência = 0.01

Razão de viscosidade turbulenta = 0.1

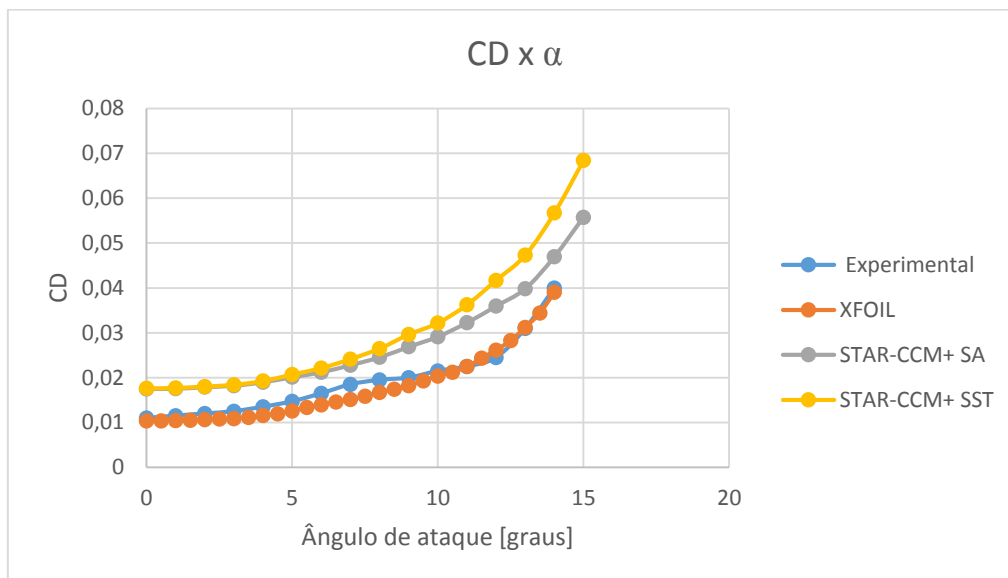
Temperatura = 300K

Os parâmetros de turbulência foram escolhidos visando replicar uma situação em um túnel de vento de baixa turbulência.

Os resultados obtidos para os três casos podem ser observados nas figuras 39 e 40.



**Figura 39: CL x Alfa dos resultados das simulações comparados com o experimental.**



**Figura 40: CD x Alfa dos resultados das simulações comparados com o experimental.**

Pode-se observar que os modelos mais complexos, SST e Spalart-Allmaras, obtiveram resultados muito inferiores ao observado pelo XFOIL. Na curva de sustentação, o modelo SST e o de painéis do XFOIL obtiveram resultados semelhantes, ambos um pouco a cima da curva experimental na região de estol, enquanto o modelo SA obteve resultados muito exagerados para o  $C_L$ . Já para os resultados do arrasto, apenas o método do XFOIL se aproximou dos resultados encontrado no túnel de vento. Pesquisando-se o motivo de simulações mais complexas terem encontrado resultados tão piores, observou-se que para o  $Re$  do escoamento, na casa de  $10^5$  ocorre o fenômeno de transição de camada limite laminar para turbulenta. Este fenômeno não é muito bem descrito pelos modelos de turbulência abordados. Já o XFOIL, software desenvolvido com esta faixa de  $Re$  em mente, possui um modelo de

transição laminar/turbulenta que permite que sua camada limite seja melhor descrita, resultando em valores mais próximos da realidade, principalmente do arrasto devido as tensões cisalhantes.

Diante destes resultados, optou-se por utilizar o método do XFOIL de simulação.

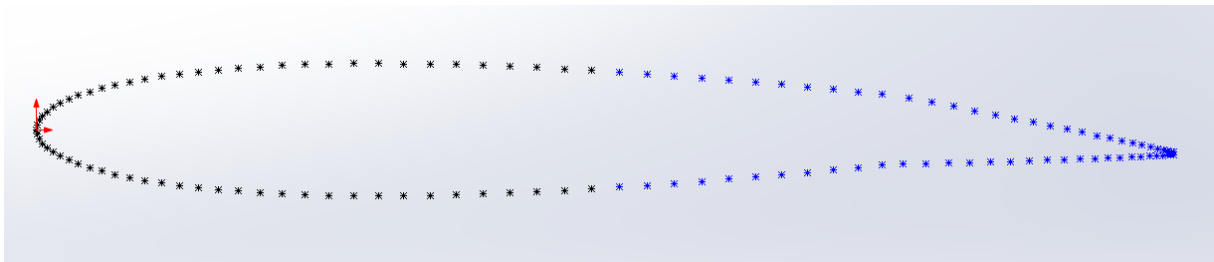
### 3.2.2 SIMULAÇÃO

As simulações do perfil NACA0012 e de suas formas modificadas foram realizadas para  $Re = 184000$ . Essa escolha se deve as limitações do túnel de vento do Vortex na UnB, que não permite cordas muito grandes nem velocidades do vento superiores a 15m/s. Foram utilizadas medidas médias de densidade e viscosidade do ar para altitude em que se encontra Brasília. Sendo assim, os seguintes parâmetros foram utilizados para o calculo de  $Re$  através da formula 1. Para os seguintes parâmetros temos um  $Re = 184189$ .

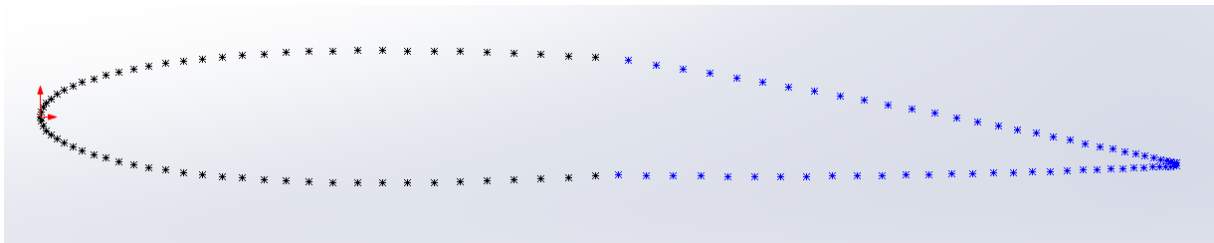
$$\begin{aligned}\rho &= 1.09320 \text{ kg/m}^3 \\ \mu &= 0.0000177385 \text{ Ns/m}^2 \\ V &= 15 \text{ m/s} \\ c &= 0.2 \text{ m}\end{aligned}$$

Utilizando-se a equação 2 para as condições médias de Brasília, temos um  $Mach = 0.04$  aproximadamente.

Devido ao grande número de perfis possíveis e as limitações de complexidade de geometria do XFOIL, apenas os seguintes foram simulados inicialmente: NACA0012, NACASMA002, NACASMA020 por apresentarem geometrias menos agressivas e mais próximas de perfis convencionais. Ademais, os ângulos de rotação das partes foram fixados em 5 graus, valor este obtido na análise do protótipo um. As imagens 41 e 42 mostram os perfis que serão simulados.



**Figura 41: Pontos do perfil NACASMA 002.**

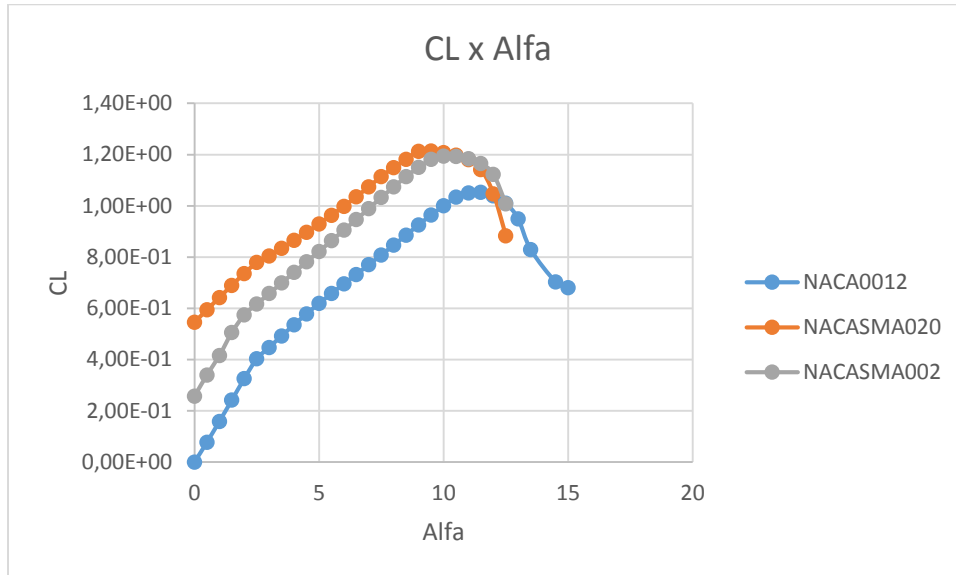


**Figura 42: Pontos do perfil NACASMA 002.**

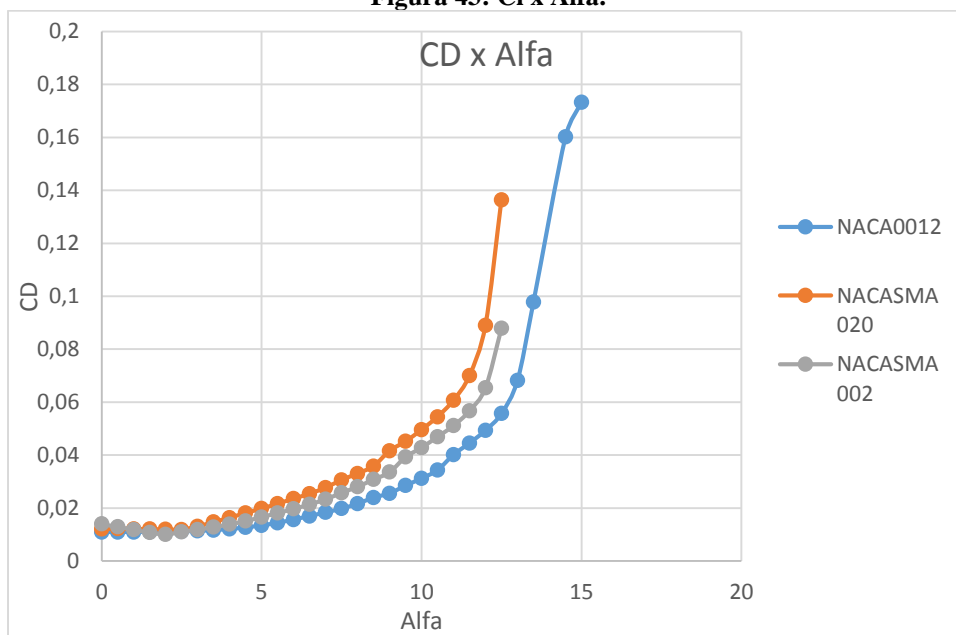
Os perfis foram simulados para ângulos de ataque variando entre 0 e 15 graus. O degrau utilizado foi de 0.5 grau. Foram realizadas no máximo 100 iterações para cada angulo de ataque, sendo que a grande maioria convergiu muito antes disso.

### 3.2.3 RESULTADO E ANÁLISE DE DADOS

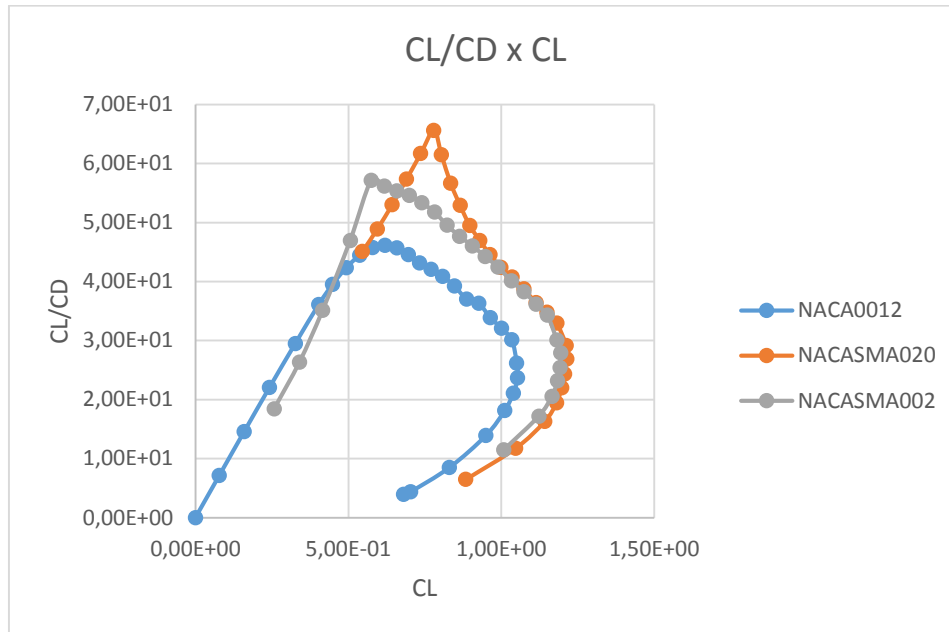
Os resultados obtidos podem ser observados nas figuras 43, 44 e 45.



**Figura 43: Cl x Alfa.**



**Figura 44: Cdx Alfa.**



**Figura 45:  $CL/CD$  x  $CL$ .**

Podemos observar pela figura 43 que todos os perfis simulados conseguiram superar o  $C_{Lmax}$  do NACA0012, que é aproximadamente 1.05 para  $\alpha$  de 11 graus. Isso implica que existe aplicação da deformação de geometria para gerar mais sustentação no caso de um perfil NACA0012, mas isso já era esperado, uma vez que perfis simétricos costumam gerar pouca sustentação. Outra característica possível de notar com os perfis modificados é sua redução no ângulo de estol.

A vantagem do perfil NACA0012 é seu baixo arrasto que pode ser observado na imagem 44. Todos os perfis simulados apresentaram arrastos maiores que o do perfil original. Novamente, esse é um comportamento esperado na comparação entre perfis simétricos e assimétricos. Essas perdas, para serem aceitáveis nos perfis modificados precisam ser compensadas com outras características, como ganhos no  $C_L$ .

Ao analisarmos o gráfico de eficiência por  $C_L$ , na figura 45, podemos observar que existe uma grande variação de qual o perfil mais eficiente para um determinado  $C_L$ . Neste ponto podemos observar o porque do crescente interesse em perfis e asas adaptativas. Não existe um perfil que se mostre o mais eficiente para todos os  $C_L$ , portanto, dependendo das necessidades específicas do momento de voo, existe um perfil que melhor adapte-se a situação.

Hipoteticamente e, apenas em caráter comparativo, extrapolando as propriedades obtidas nas simulações de perfil para as da asa, pode existir uma situação onde uma determinada aeronave necessite na decolagem, onde sua velocidade é baixa, um  $C_L$  de aproximadamente 1. Nesse caso, uma aeronave com uma asa adaptativa no modelo da apresenta neste projeto poderia correr a pista de decolagem com o perfil NACA0012 para maximizar o ganho de velocidade e, no momento de decolar, deformar sua asa para o perfil NACASMA020, obtendo o  $C_L$  necessário para a decolagem de maneira mais eficiente. Em voo de cruzeiro, com uma velocidade maior, a aeronave não necessita mais de um  $C_L$  de 1, precisando, por exemplo, de apenas de 0.5. Nesse caso, a geometria da asa pode ser modificada para o perfil



NACASMA002, garantindo o  $C_L$  necessário de maneira mais eficiente, onde eficiência significa uma menor atuação do motor devido a um menor arrasto e consequentemente um menor consumo de combustível. Digamos que com o consumo do combustível e consequentemente um peso menor, essa aeronave necessite agora de um  $C_L$  inferior a 0.4 para se manter em voo de cruzeiro. Neste caso, o perfil pode ser novamente deformado para seu formato original, NACA0012, mantendo-se em um formato otimizado para eficiência naquele momento de voo.

Essa análise comparativa não tem pretensão de chegar em valores de ganhos reais, até porque, além dos resultados não necessariamente precisos da simulação, existem inúmeros fatores que influenciariam no resultado do ganho final (Peso e propriedades aerodinâmicas da aeronave no geral, tração do motor, velocidade de cruzeiro desejada, consumo de combustível, variações na densidade do ar com altitude entre outras). O objetivo dessa análise é mostrar a possibilidade de ganhos reais em uma área de atuação onde uma economia de 1% pode ser significativa. Vale ressaltar também que essa análise foi feita utilizando apenas 2 configurações em um perfil dividido em 4 partes. Ao se aumentar o número de divisões de perfis, ou se aplicar um sistema de controle onde posições intermediárias sejam possíveis, é possível criar uma asa adaptativa que tenha sua geometria variada com muito mais frequência durante o voo, procurando sempre o ponto de desempenho ou eficiência ótimo.

Outra característica de uma asa adaptativa com o perfil projetado é a possibilidade de rolagem sem a necessidade de ailerons. Bastaria que os perfis mais próximos da ponta da asa se deformassem gerando mais sustentação em uma semi envergadura e menos na outra, provocando assim a rolagem. Até mesmo essa rolagem pode ser otimizadas para ser realizada da maneira mais eficiente, utilizando a configuração mais apropriada para realizar a manobra com o menor arrasto possível.

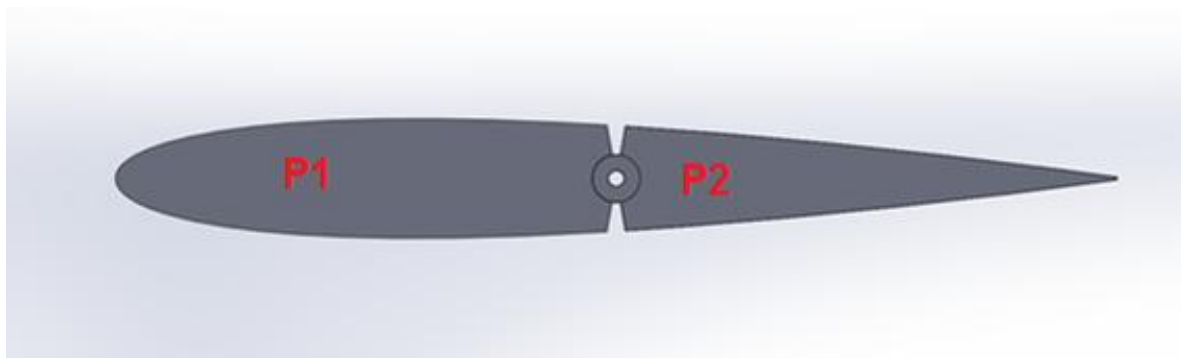
## 4 PROTOTIPOS E RESULTADO

### 4.1 PROTOTIPO 1

O objetivo do protótipo 1 é avaliar o mecanismo proposto no projeto conceitual assim como técnicas de construção, permitindo, com base nas informações adquiridas, aprimorar construções futuras visando uma aplicação prática da variação de geometria de aerofólios.

#### 4.1.1 PROJETO

Para o projeto do protótipo 1, propôs-se um projeto simplificado, com o intuito exclusivo de testar o funcionamento de um mecanismo baseado em SMA. Essa decisão se deve ao custo e dificuldade de fabricação de um protótipo mais complexo. Sendo assim, optou-se por utilizar apenas uma divisão no perfil, como pode ser observado na figura 46.



**Figura 46: Esquema do projeto do protótipo 1.**

O funcionamento é o mesmo do Projeto Conceitual, um fio de SMA irá, ao ser aquecido, se contrair, rotacionando a parte P2 ao redor do eixo que se localiza na junção das partes, tracionado ou outro fio do par e provocando assim uma variação de geometria.

#### 4.1.2 MATERIAIS

##### FIO DE SMA:

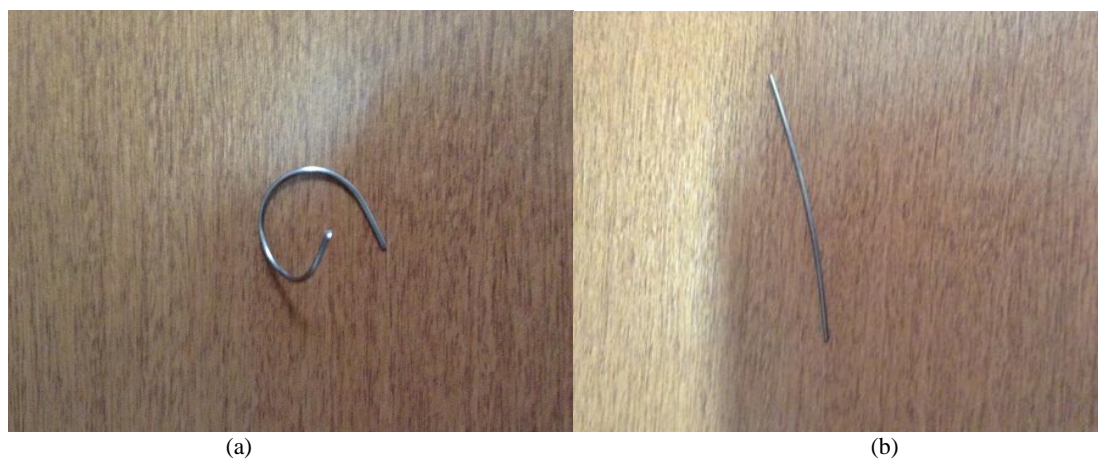
Optou-se por utilizar um fio de Níquel Titânio, por ser a liga com propriedades mais adequadas (martensita a temperatura ambiente), possuir deformação superior a grande parte das outras SMAs e por apresentar um custo mais em conta.

O material foi obtido na *NDC – Nitinol Devices & Components*, loja especializada em ligas de níquel titânio com aplicações de memória de forma e super elasticidade. Optou-se pelo fio modelo WSM005900000SG por ser o de menor diâmetro que possuía propriedades suficientes que se encontrava em estoque no momento da compra. O fio pode ser observado na figura 47.



**Figura 47: Fio de SMA.**

Este contém nominalmente, de acordo com o fabricante, de 49.5 à 50% de átomos de Níquel, sendo o resto composto em sua grande maioria por Titânio. A temperatura de transformação  $A_f$  está entre 30 e 90 C°, o que facilita sua transformação, uma vez que não é necessário uma variação muito grande de temperatura. Ademais, o fio possui diâmetro de 0.0590 polegadas, aproximadamente 1.5mm. Além disso, ele vem preparado de fábrica, ou seja, não precisa passar por nenhum tratamento térmico para adquirir suas propriedades termoelásticas. As imagens 48 ilustra o funcionamento o do fio ao ser aquecido.



**Figura 48: (a) Fio de SMA torcido antes de ser aquecido (b) Fio reto apos ser aquecido.**

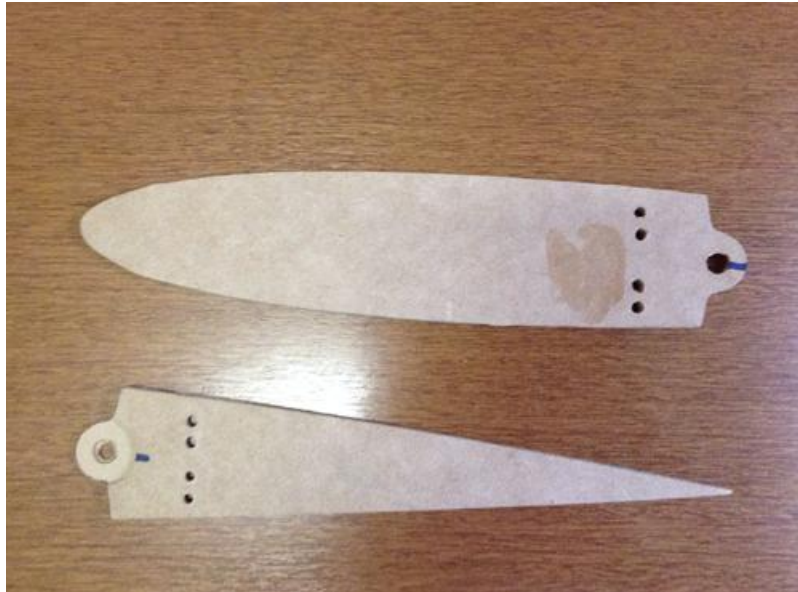
Para o protótipo 1 foram utilizados fios de 100mm de comprimento na sua fase de menor comprimento.

### **PERFIL:**

Optou-se por construir um perfil de 500mm de corda, uma vez que não foi possível adquirir fios de menor diâmetro e a fixação destes fios seria complicada em um perfil com corda reduzida.

As partes P1 e P2 do perfil foram construídas de MDF (madeira de densidade média), pois é um material resistente e apropriado para utilização em um protótipo inicial. Ademais, é um material fácil de encontrar e de baixo custo.

O material foi cortado em uma CNC da empresa Fab Lab, rede mundial de laboratórios de fabricação digital criada pelo MIT com o objetivo de facilitar a prototipagem de ideias. As partes prontas podem ser vistas na figura 49.



**Figura 49: Perfis de MDF.**

### **EIXO:**

Para o eixo de rotação optou-se por utilizar um tubo de carbono comercial de 8mm de diâmetro. Essa escolha se deve a disponibilidade do material e por experiências positivas na utilização destes eixos em *ailerons* e *flaps* de aeromodelos.

### **FIXADOR:**

Para a fixação do fio, utilizou-se um fixador de cabos fabricado de aço, como mostrado na figura 50. Inicialmente considerou-se utilizar soluções mais leves e que possivelmente geram uma melhor fixação, entretanto o diâmetro elevado do fio disponível com propriedades de memória de forma impossibilitou uma solução mais sofisticada. A figura 50 ilustra este fixador .



**Figura 50: Fixador de cabos/fios.**

### **BATERIA:**

Para prover a corrente que irá alimentar o fio de SMA durante sua atuação, optou-se por utilizar uma bateria Li-Po (Lithium-Polymer) de 6.7V da marca Zippy de corrente contínua, como mostrado na figura 51. Essa decisão se deve a grande disponibilidade no mercado e baixa voltagem, o que diminui as chances de um sobre aquecimento no fio. Ademais, baterias de 6V são comumente utilizadas para alimentar sistemas elétricos de aeromodelos e pequenos vants, o que facilita a adaptação deste protótipo para um caso real. Além disso, utilizou-se um interruptor simples para controlar a corrente.



**Figura 51: Bateria Li-Po de 6.7v da marca Zippy.**

### 4.1.3 MONTAGEM

Para a montagem do protótipo, inicialmente, furou-se as partes P1 e P2, para que os fixadores fossem encaixados. Posteriormente, utilizou-se o tubo carbono como eixo para fixar as parte P1 e P2, como mostrado na figura 52.



**Figura 52: P1 e P2 encaixadas.**

Antes de fixar os fios, eles necessitam ser preparados. Cortou-se dois fios de mesmo comprimento, que se encontravam inicialmente na fase martencítica com uma leve deformação. Enquanto um deles foi aquecido para retornar ao seu menor comprimento, o outro foi tencionado ate chegar em sua deformação máxima. Sendo assim, os fios foram posicionados e fixados, um em seu comprimento mínimo o outro em seu comprimento máximo. A figura 53 mostra este estagio da montagem.



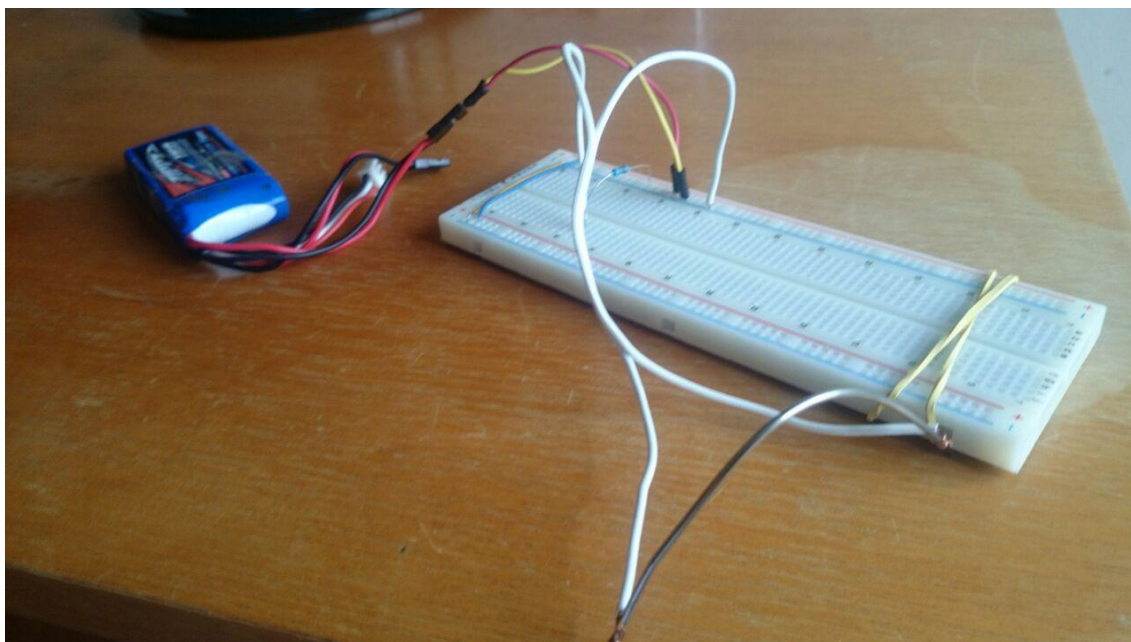
**Figura 53: Montagem final.**

### 4.1.4 TESTES

#### TESTE DE ATUAÇÃO POR CORRENTE:

Este teste teve por objetivo observar o comportamento e tempo de resposta do fio de SMA quando aquecido por uma corrente. Para o teste, montou-se um circuito simples como mostrado na figura 54. A bateria utilizada é do modelo Zippy de 6.7v e foi ligada em serie com o fio de SMA, sem adição de nenhum resistor para controle de corrente.





**Figura 54: Montagem do teste de atuação por corrente.**

As medições iniciais utilizando um multímetro indicam uma resistência na casa de  $0.3\Omega$  para um fio de 100mm de comprimento.

Os resultados mostraram uma atuação bastante rápida, como tempo necessário para o fio retornar completamente a sua posição original em menos de 1 segundo. Entretanto foi possível observar também uma alta corrente, na casa de 22A.

Ademais, observou-se também que quando o fio era exposto a esta corrente elevada por mais do que alguns segundos suas propriedades se deterioravam, ou seja, ela perdia a memória para retornar a sua forma original. Isso se deve provavelmente ao aquecimento excessivo que acaba por “queimar” o fio. Este resultado indica a necessidade de um sistema de controle da atuação mais complexo para aplicações reais, onde a corrente seja controlada a todo momento para garantir que a quantidade de energia fornecida ao fio seja suficiente apenas para gerar a deformação desejada, não excedendo os limites de temperatura do fio.

### **TESTE DE TRAÇÃO:**

Para determinar as propriedades do fio, realizou-se teste de tração. Devido o diâmetro elevado para um fio, mas pequeno para um corpo de prova, não foi possível utilizar equipamento apropriado para a determinação das propriedades mecânicas do fio. Sendo assim, utilizou-se um esquema improvisado, onde uma ponta do fio foi presa às castanhas de um torno enquanto a outra ponta foi presa no mandril de uma parte móvel do torno. Esta parte móvel esta sobre trilhos que permitem com o giro de uma manivela seu deslocamento. Ao deslocar a parte móvel sobre os trilhos, o fio é então tracionado, apresentando uma deformação de seu comprimento original.

Utilizou-se um paquímetro para medir a distancia entre dois pontos previamente marcados do fio antes e apos ser tracionado. Apos ser tracionado e ter o comprimento medido, ele é aquecido para

retornar a sua posição original e o comprimento entre as duas marcações é novamente medido. Com ambos os resultados é possível determinar a variação de comprimento.

Foram realizados vários teste com o intuito de se observar o máximo que o fio pode ser deformado sem perder sua capacidade de retornar ao seu comprimento original. O comprimento do fio tracionado foi sendo gradativamente aumentado até chegar no ponto, quando aquecido, este não retornava a seu comprimento original.

Observou-se que para deformações de até 6% o fio tinha capacidade de retornar perfeitamente a sua geometria original. Entretanto, para deformações superiores a esta, o fio perdia gradativamente sua memória, sendo incapaz de quando aquecido retornar ao seu comprimento original.

### **TESTE DO PROTOTIPO:**

Para o teste do protótipo, utilizou-se a configuração mostrada na imagem 53. Porém, algumas dificuldades foram encontradas ao longo dos testes, principalmente devido ao diâmetro elevado do fio.

Inicialmente, encontrou-se dificuldade na fixação dos fios. Devido ao grande diâmetro, e consequentemente as grandes forças envolvidas na atuação do mecanismo, foram observadas dificuldades na fixação do fio. Vários métodos mais leves foram testados sem êxito, culminando na utilização dos fixadores indicados na figura 50, que apesar de fixarem o fio, exigem um aperto muito grande nas porcas que acaba por deformar a parte do fio onde são fixados e também deformam o perfil de MDF.

Ademais, encontraram-se também dificuldades devido ao grande esforço envolvido na atuação do mecanismo. Além de dificultar a fixação, estes esforços acabaram por gerar deformações indesejadas no perfil. Em vez de rotacionar ao redor do eixo ao se esquentar um dos fios do par, o perfil se envergava, quebrando na região do eixo, local onde a espessura de cada uma das partes é menor. Isso se deve provavelmente ao esforço elevado necessário para tracionar o fio oposto ao fio aquecido, resultando em uma deformação da madeira antes do tracionamento do fio, o que impossibilitou a realização de mais testes.

### **4.1.5 RESULTADOS**

A tabela 2 mostra uma comparação entre os resultados esperados para o mecanismo e o de um servo (pequeno motor elétrico), ambos sendo alimentados por uma bateria de 6.7V. Optou-se pela comparação com o servo modelo Hitec HS-82MG pois o mesmo é um servo de alto desempenho comumente utilizado na atuação de superfícies de controle de aeromodelos.



**Tabela 2: Comparação entre servo e mecanismo de SMA.**

	HS-82MG	Mecanismo do prototipo1 (SMA 1,5mm Ø)
Torque [kg.cm]	3.4	43
Peso [g]	23	34
Volume [cm <sup>2</sup> ]	14.96	9.5
Tempo de resposta [s]	0.12	0.8

Para o calculo do torque dos mecanismos, utilizou-se a distancia do fio ao eixo de rotação de 12mm. Ademais, para o calculo da força, foi utilizado 200MPa como tensão resultante da atuação do fio que será esquentando, baseando-se nos dados da tabela 1. Vale ressaltar que este é o torque máximo, que ocorre quando a resistência mecânica do fio que esta sendo tracionado é mínima. Utilizando o gráfico da figura 1 como base, podemos observar que o torque resultante não será constante, variando a medida que o fio sendo tracionando aumenta sua resistência. A partir desse cruzamento de informações, podemos também esperar uma deformação máxima de 4% para o fio atuando no mecanismo.

Os pesos foram calculados levando em consideração todas as necessidades especificas da atuação. Por exemplo, no servo considerou-se o peso do “link”, fio responsável por transferir o torque do servo para a superfície a de controle, assim como do “horn”, que fixa o fio à superfície de controle, que podem ser visto na imagem 55. Em todos os casos foram desconsiderados os pesos da fiação necessária, pois este será o mesmo. A mesma logica foi utilizada para o calculo do volume, adicionando todas as partes fundamentais para o funcionamento do mecanismo.



**Figura 55: Imagem ilustrando o mecanismo de um servo.**

Pode-se observar que entre as vantagens da utilização de um mecanismo de atuação por SMA é a possibilidade de se obter um torque muito superior ao do servo para pesos e volumes próximos. Esta característica é seu maior atrativo para aplicações aeronáuticas, pois menor peso e volume permitem aeronaves carregar mais combustível, por exemplo, aumentando seu alcance.

Entretanto, é possível observar uma série de desvantagens. Grande parte do torque gerado é utilizado para tracionar o fio oposto, tornando o mecanismo não tão atraente quanto inicialmente ele poderia parecer e reduzindo significativamente o potencial de deformação do fio. Pode-se observar, que para configuração do protótipo 1, e para deformações máximas de 4% dos fios é possível rotacionar a P2 em aproximadamente apenas 5° ao redor de seu eixo, limitando em parte o efeito na mudança

aerodinâmica do perfil. Além disso, para grandes ângulos, onde o esforço aerodinâmico é maior, o torque resultante é menor devido a maior resistência mecânica do fio que está sendo tracionado, limitando ainda mais esta angulação em uma situação real de atuação com um escoamento externo sobre o perfil.

Ademais, embora a atuação seja próxima a de um servo, o mecanismo de SMA sofre com uma grande deficiência: a necessidade de que o fio seja resfriado entre as atuações para garantir o máximo de deformação. Isto faz com que sua frequência de atuação, nesta situação ideal, seja bastante reduzida, enquanto o servo é capaz de começar uma atuação no sentido oposto imediatamente após terminar a anterior. Isso é especialmente importante em superfícies de controle como *aileron*s, onde muitas vezes é necessário realizar ajustes no controle ao longo do voo.

Além disso, servos podem ser facilmente controlados por um receptor de sinais comercial, que ao receber os controles de um rádio, o envia para o servo. No caso de um mecanismo baseado em SMA aplicado na prática, provavelmente será necessário a utilização de um sistema de controle mais complexo, devido a não linearidade de atuação do fio com a variação da corrente. Isso significa implementar um circuito complexo e provavelmente algum tipo de placa para processar e adaptar os sinais enviados por rádio.

Pode-se então resumir as vantagens e desvantagens observadas no protótipo 1 no seguinte esquema:

**Tabela 3: Comparativo de vantagens e desvantagens**

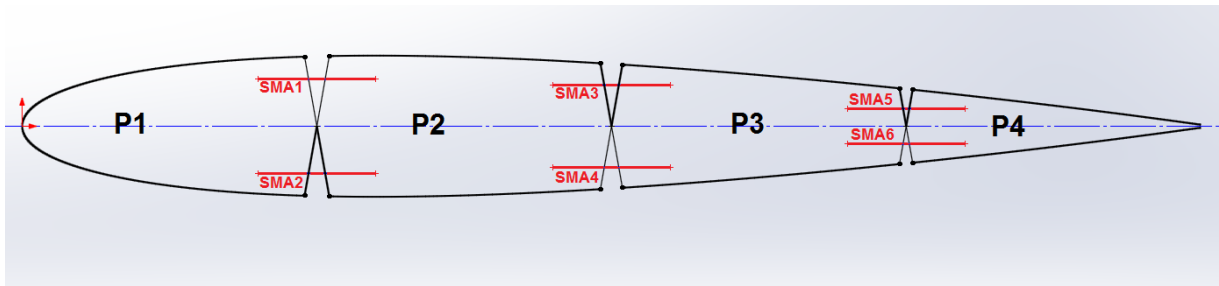
Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Torque alto</li> <li>• Peso e volume pequenos</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Necessidade de um fio de diâmetro menor;</li> <li>• Dificuldades na fixação;</li> <li>• Deformação, e consequentemente o grau de atuação, pequenos;</li> <li>• Baixa frequência de atuação;</li> <li>• Necessidade de um controle complexo para aplicações reais;</li> <li>• Torque menor para os graus de atuação que mais o exigem;</li> </ul>

## 4.2 PROTOTIPO 2

O objetivo do protótipo 2 é projetar um protótipo que possa ter suas propriedades aerodinâmicas testadas em túnel de vento, utilizando o conhecimento adquirido na construção do protótipo 1.

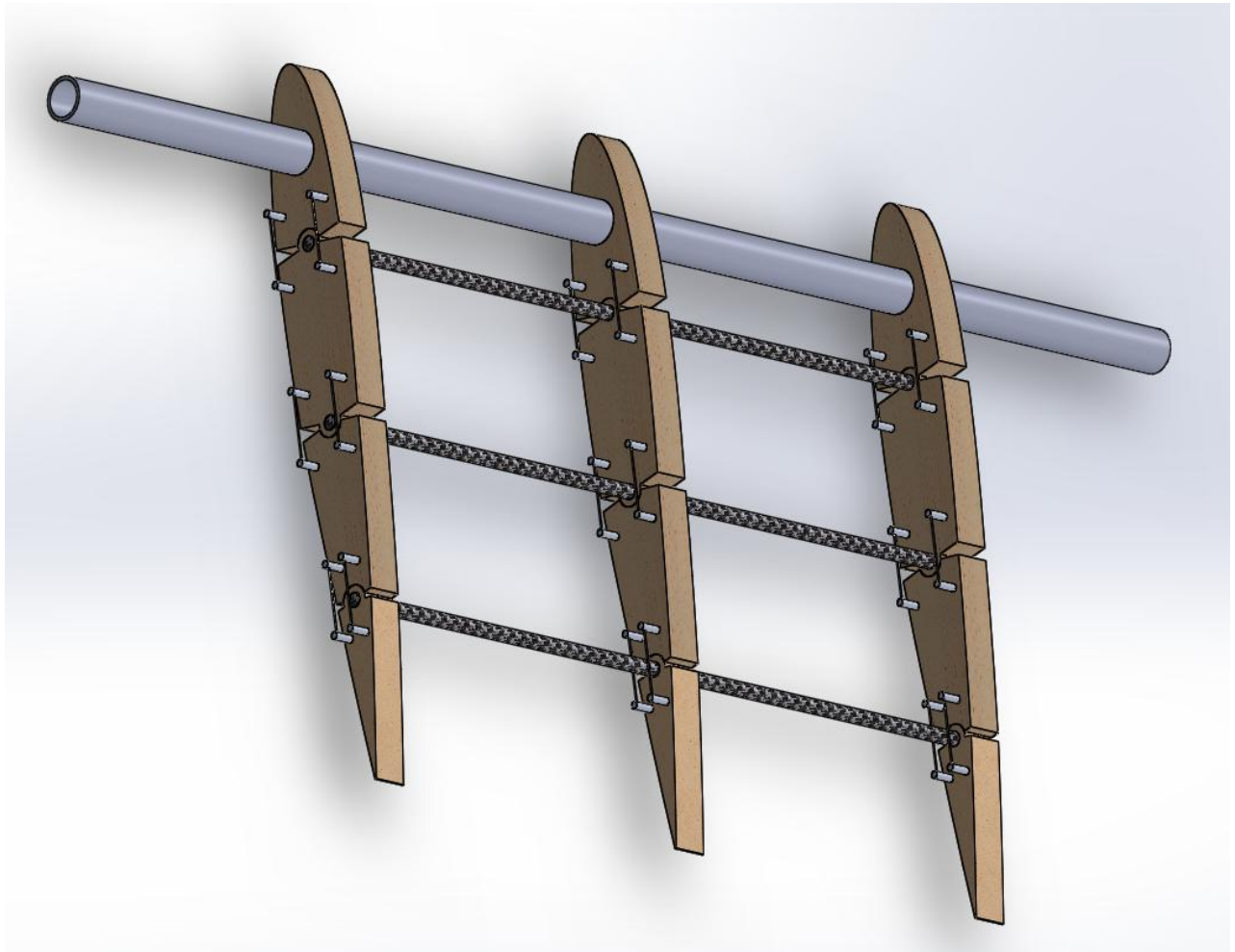
### 4.2.1 PROJETO

Para o protótipo 2, propõem-se uma construção mais complexa, nos moldes do projeto conceitual, como mostrado na figura 56, para que várias geometrias possam ser testadas no túnel de vento.



**Figura 56: Esquema do projeto conceitual.**

A figura 57 ilustra o resultado final esperado para o projeto, sem a cobertura do protótipo.



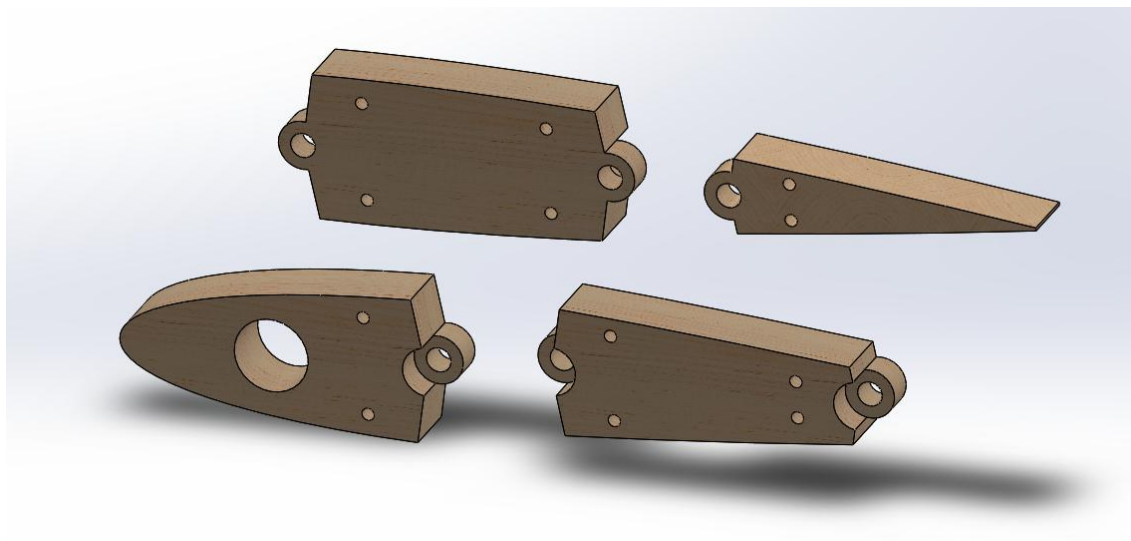
**Figura 57: Configuração final do protótipo 2.**

## 4.2.2 MATERIAIS

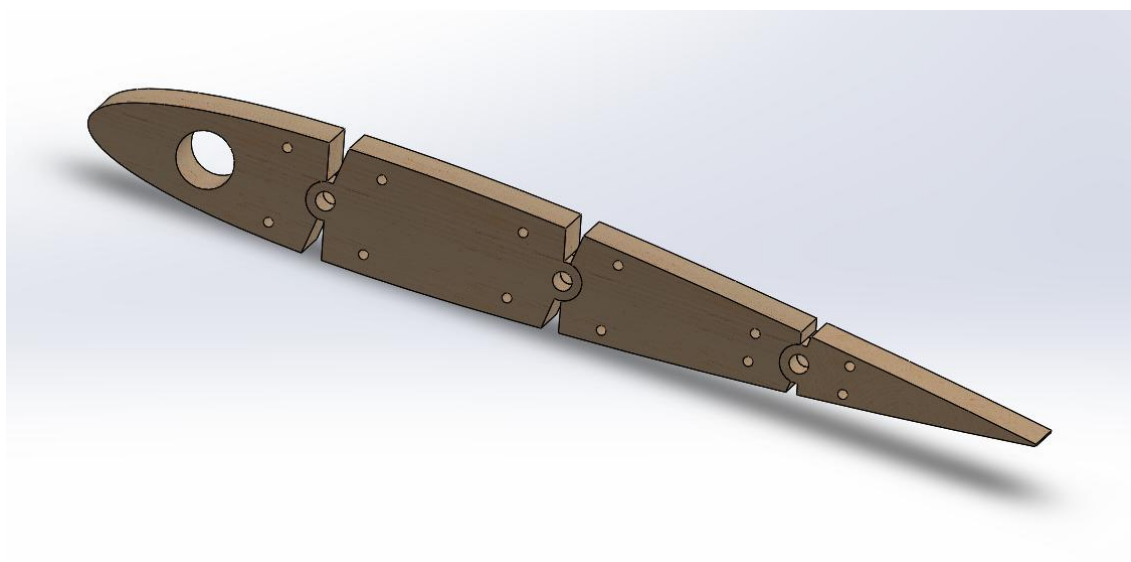
### Perfil:

Propõem-se inicialmente de MDF, pois esta é de fácil acesso, e pode ser facilmente cortadas em uma CNC, como no protótipo 1, e possui propriedades coerentes com os níveis de esforços esperados. A

figura 58 ilustra um modelo das partes de MDF do perfil e figura 59 mostra como eles ficaram uma vez montados.



**Figura 58: Partes separadas.**



**Figura 59: Perfil de MDF montado.**

O comprimento da corda do perfil deve ser dimensionado pensando nas dimensões do túnel de vento, uma vez que grandes ângulos de ataque podem causar o estrangulamento da seção de teste, o que pode acarretar em erros nas medições.

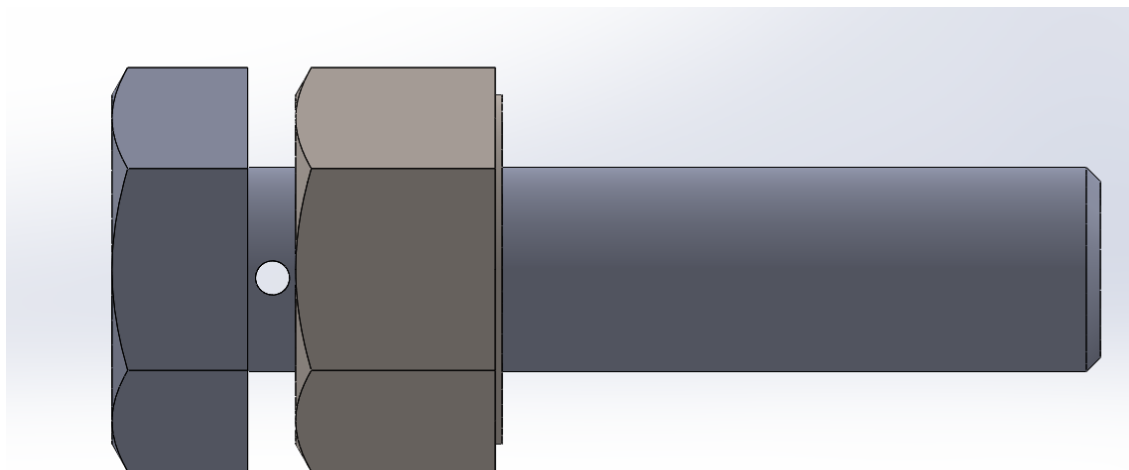
### **Fios de SMA:**

Propõem-se a utilização novamente de fios de SMA da liga Níquel Titânio. As dificuldades encontradas no protótipo 1 podem ser superadas ao se utilizar um fio de diâmetro menor possibilitando ainda uma maior facilidade na caracterização de suas propriedades (devido a facilidade de se realizar testes em equipamento apropriados). Ademais, fios menores

permitem métodos melhores de fixação. Com um fio com entorno de 0.75 mm de diâmetro, metade do utilizado no protótipo 1, sua tensão necessária para deformar o fio será um quarto da prevista no protótipo 1. Com isso, provavelmente evita-se o problema da torção do perfil.

### **Fixadores:**

Os resultados obtidos no protótipo 1, e pesquisas de métodos de fixação indicam que um parafuso furado, por onde o fio passara e será estrangulado por uma porca pode ser uma excelente solução para a fixação. A figura 60 ilustra este esquema.



**Figura 60: Fixador de fios de sma.**

### **Eixos:**

Para os eixos de rotação, optou-se pela continuidade na utilização de tubos de carbono, que aguentaram o grande esforço resultante do protótipo 1. Para o eixo de fixação no furo de P1, recomenda-se a utilização de um tubo de alumínio, pois estes são comumente utilizados estruturalmente em asas de aeromodelos de teste.

### **Cobertura do perfil:**

Para a cobertura das partes de MDF do perfil, propõem-se a utilização de entelagem normalmente utilizada em aeromodelos. Estes materiais garantem a continuidade da geometria das regiões sem o perfil, como mostrado na imagem 61.



**Figura 61: Corpo de prova da equipe Draco Volans de aerodesign entelado.**

No vão entre as partes, propõe-se a utilização de um plástico deformável, como ABS, por este já ter sido utilizado em perfis com variação de geometria. Sendo assim, tiras serão encaixadas nas posições dos vãos, permitindo a continuidade da superfície do perfil mesmo durante as atuações.

### **Eletrônica:**

Para a eletrônica de atuação do perfil, propõem-se a utilização de uma bateria de 6.7V como a utilizada no protótipo 1 que pode ser observada na figura 51. Entretanto, para evitar sobre aquecimento repentino do fio, propõe-se a utilização de uma resistência em serie com os fios, para que a corrente total seja inferior. Isto diminuirá o tempo de resposta do atuador, mas evitara danos às propriedades do fio nesta fase de testes.

## 5 CONCLUSÃO

Pode-se concluir que existem indicativos de potencial na aplicação de ligas de memória de forma para atuação em perfis adaptativos. Vários trabalhos anteriores já obtiveram resultados que corroboram com essa afirmação, como os trabalhos de Senthilkumar(2012) e Ermira (2010).

Baseando-se no comportamento termomecânico das SMA, foram propostos dois projetos conceituais de aerofólios baseados em atuadores com memória de forma. Simulações numéricas do comportamento aerodinâmico de um aerofólio adaptativo ilustraram como que suas propriedades aerodinâmicas podem ser alteradas, podendo provocar ganhos de eficiência por exemplo, a partir de alterações na geometria do perfil.

Observou-se, a partir dos testes realizados, características muito úteis a atuadores utilizados em projetos aeronáuticos, uma vez que com pequenos volumes e pesos é possível obter-se grandes torques. Além disso, é possível construir um atuador utilizando mecanismos bastante simples, no sentido em que são utilizadas poucas peças. Ademais, observou-se a necessidade de um sistema mais complexo de controle da corrente, visando uma atuação controlada e dentro dos limites de temperatura do material.

Conclui-se então, que são necessários mais estudos e testes para chegar em uma aplicação prática de SMA para variação de geometria de aerofólios.

## 6 PROPOSTAS FUTURAS

Propõem-se, como continuação deste projeto, trabalhos que sigam as seguintes linhas:

- Caracterizar o fio de SMA;
- Construir os protótipos dos projetos conceituais propostos;
- Projetar uma bancada de medição para se aferir as forças em um dos túneis de ventos disponíveis na UnB;
- Construir um protótipo mais próximo do projeto conceitual, com um sistema de controle complexo que permita alcançar e manter várias geometria diferentes;
- Projetar outros métodos de atuação, como a utilização de molas ou a própria rigidez do perfil para o retorno a geometria inicial;
- Aplicar em um VANT um mecanismo para atuação de superfícies de controle baseado em SMA e coletar dados práticos.



# REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill Education, 2011.

BALTA J. A., SIMPSON J., MICHAUD V., MÅNSON J. A. E., SCHROOTEN J. **Embedded shape memory alloys confer aerodynamic profile adaptivity**. Smart Mater Bull, 2001.

CALDWELL N., GUTMARK E., RUGGERI R. **Heat transfer model for blade twist actuator system**. J Thermophys Heat Transfer, 2007.

CALKINS F. T., MABE J. H. **Shape memory alloy based morphing aerostructures**. J Mech Des, 2010.

DASHARATHI K., WADKAR A. A., KANCHARLA A. K., MAHAPATRA D. R. **Shape memory alloy actuator integrated morphing aerofoil structure**. International Journal of Aerospace Innovations, 2010.

ERMIRA J. A., CEES B., SIMON W. **Testing of adaptive airfoil for uav using shape memory alloy actuators**. ICAS, 2010.

GERACI F., COOPER J. E., AMPRIKIDIS M. **Development of smart vortex generators**. Smart Struct Mater, 2003.

GILYARD, GLENN B., JENNIFER GEORGIE, AND JOSEPH S. BARNICKI, **Flight Test of an Adaptive Configuration Optimization System for Transport Aircraft**, NASA TM-1999.

HARTL D. J., LAGOUDAS D. C., CALKINS F. T., MABE J. H. **Use of a Ni60Ti shape memory alloy for active jet engine chevron application: I. Thermomechanical characterization**. Smart Mater Struct, 2010.

HARTL D. J., MOONEY J. T., LAGOUDAS D. C., CALKINS F. T., MABE J. H. **Use of a Ni60Ti shape memory alloy for active jet engine chevron application: II. Experimentally validated numerical analysis**. Smart. Mater Struct, 2010.

HAUSEGGER K. A., CRAGG A. H., LAMMER J., LAFER M., FLUCKIGER F., KLEIN G. E. **Iliac artery stent placement: clinical experience with a nitinol stent.** Radiology, 1994.

ICARDI U, FERRERO L. **Preliminary study of an adaptive wing with shape memory alloy torsion actuators.** Mater Des, 2009.

JANI, J.M.; LEAREY, M.; SUBIC, A.; GIBSON, M.A. **A review of shape memory alloy research, applications and opportunities** Materials & Design, Elsevier, 2014.

KUDVA J. N. **Overview of the DARPA smart wing project.** J Intell Mater Syst Struct, 2004.

LAGOUDAS, D.C. **Shape Memory Alloys: Modeling and Engineering Applications.** Springer-Verlag, 2008.

MACHADO L. G., SAVI M. A. **Medical applications of shape memory alloys.** Braz J Med Biol Res, 2003.

MAESTA M. F., ABREU G. L. C., THOME F. C., DEMARQUI C. J., LOPES J. V. **Adaptive airfoil actuated by shape memory alloy(NiTi).** 22nd International Congress of Mechanical Engineering, 2013.

MCWILLIAMS, A. **Smart materials and their applications: technologies and global markets.** BCC Research Advanced Materials Report; 2011.

PAINE J., ROGERS C. **High velocity impact response of composites with surface bonded nitinol-SMA hybrid layers,** Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 1994.

SENTHILKUMAR M. **Analysis of sma actuated plain flap wing.** Journal of Engineering Science and Technology, 2012.

SINGH K., CHOPRA I. **Design of an improved shape memory alloy actuator for rotor blade tracking.** In: **Smart structures and materials.** SPIE; 2002.

SOFLA A. Y. N., MEGUID S. A., TAN K. T., YEO W. K. **Shape morphing of aircraft wing: status and challenges.** Mater Des, 2010.

STOECKEL D. **Shape memory actuators for automotive applications.** Mater Des ,1990.

STOECKEL D., TINSCHERT F. **Temperature compensation with thermovvariable rate springs in automatic transmissions.** SAE technical paper series: SAE, 1991.

TORRISIL. **The NiTi superelastic alloy application to the dentistry field.** Bio-Med Mater Eng, 1999.

WILLIAMS E. A., SHAW G., ELAHINIA M. **Control of an automotive shape memory alloy mirror actuator.** Mechatronics 2010.

YAMAUCHI, K.; OHKATA, I.; TSUCHIYA, K; MIYAZAKI, S. **Shape memory and superelastic alloys: Technologies and applications** Woodhead Publishing Limited, 2011.